

INTRODUCCIÓN AL VUELO A VELA
AERODINÁMICA

1. INTRODUCCIÓN

2. PRINCIPIOS AERODINÁMICOS (SUSTENTACIÓN AERODINÁMICA)

- 2.1. Teorema de Bernouilli
- 2.2. Efecto Venturi
- 2.3. 3ª ley de Newton

3. CAPA LÍMITE

- 3.1. Viscosidad
- 3.2. Capa límite laminar y capa límite turbulenta
- 3.3. Aplicaciones prácticas

4. PERFILES ALARES

- 4.1. Descripción del perfil
- 4.2. Viento relativo
- 4.3. Ángulo de ataque

5. FUERZAS EN VUELO

- 5.1. Sustentación y resistencia
- 5.2. Fuerzas actuantes sobre el avión
- 5.3. Factores que afectan a la sustentación
- 5.4. Factor de carga

6. FUNCIONAMIENTO DEL AEROPLANO

- 6.1. Ejes del aeroplano
- 6.2. Superficies primarias
- 6.3. Superficies secundarias

7. ESTABILIDAD Y CENTRADO

- 7.1. Centro de presiones y centro de gravedad
- 7.2. Estabilidad estática
- 7.3. Estabilidad dinámica
- 7.4. Maniobrabilidad
- 7.5. Centrado

8. CURVA POLAR

- 8.1. Polar del planeador
- 8.2. Coeficiente de planeo
- 8.3. Peso/velocidad/curva polar

9. GLOSARIO

10. DOCUMENTACIÓN

1. INTRODUCCIÓN

La aerodinámica es la parte de la mecánica de fluidos que estudia los gases en movimiento y las fuerzas o reacciones a las que están sometidos los cuerpos que se hallan en su seno. Se trata de un campo muy complejo en el que existe una continua necesidad de contrastar teoría y experimentación.

La aerodinámica abarca campos tan dispares como la meteorología, la aerodinámica industrial (turbinas, chimeneas, etc) o incluso la astrofísica (gases en las estrellas), sin embargo, tradicionalmente ha estado continuamente asociada a la aviación. En este sentido, la aerodinámica está íntimamente ligada no sólo al estudio de las fuerzas que actúan sobre los aeroplanos sino también a su estabilidad y al comportamiento que estos poseen en vuelo. Aquí es donde se centrará nuestro interés, y más concretamente su aplicación al caso de los veleros o planeadores.

Dependiendo de la velocidad relativa de un cuerpo con respecto al aire, la aerodinámica se puede subdividir en *subsónica* cuando la velocidad es inferior a la velocidad del sonido en el fluido y *supersónica* cuando la velocidad es superior. Aquí únicamente trataremos el primer caso puesto que la velocidad alcanzada por un velero se mantiene muy por debajo de la velocidad del sonido.

Los veleros o planeadores son máquinas sumamente eficientes y optimizadas sobre las cuales se han adoptado soluciones que en numerosas ocasiones han sido pioneras en la industria aeronáutica.

2. PRINCIPIOS AERODINÁMICOS

2.1. Teorema de Bernouilli

En un trabajo sobre hidrodinámica publicado en 1738, Daniel Bernoulli comprobó experimentalmente que "la presión interna de un fluido decrece en la medida que la velocidad del fluido se incrementa".

El teorema de Bernoulli establece que para un fluido incompresible y no viscoso en flujo estacionario, la presión y la velocidad a lo largo de una línea de corriente están relacionadas mediante la expresión:

$$p + \frac{1}{2} \rho V^2 + \rho gh = Cte$$

donde p es la presión del fluido, ρ su densidad, V la velocidad, g la gravedad y h la altura respecto a un nivel de referencia.

Con respecto a la parte de la aerodinámica que nos interesa, podemos considerar a efectos prácticos la densidad del aire constante y la variación de altura despreciable por lo que la fórmula quedaría reducida a:

$$p + \frac{1}{2} \rho V^2 = Cte$$

Es corriente denominar al término p presión estática p_e y al término $\frac{1}{2}\rho V^2$ presión dinámica p_d . La suma de la presión estática p_e y la presión dinámica p_d es constante e igual a lo que podría definirse como "presión total" $p_t = p_e + p_d$. Toda partícula de aire, se ve sometida a una presión estática y a una presión dinámica. En términos generales, la presión estática dependerá de la altura a la que esta partícula esté situada dentro de la atmósfera, denominándose comúnmente presión atmosférica. La presión dinámica depende de factores como la densidad y la velocidad que ésta partícula tenga en un momento dado.

Enfocando este teorema desde otro punto de vista, se puede afirmar que en un fluido ideal en movimiento en el que no hay aportación de energía cualquier modificación de la velocidad se realiza a costa de una variación en la presión. No obstante, al intervenir la velocidad al cuadrado resulta 4 veces más costoso energéticamente doblar la velocidad que doblar la presión, o lo que es lo mismo, pequeñas variaciones de velocidad provocarán grandes variaciones de presión.

Por ejemplo, imaginemos que una partícula viaja de la posición 1 a la posición 2 y que inicialmente el valor de la densidad fuese $\rho = 1$, el de la presión estática fuese $p = 8$ y el de la velocidad $V = 2$, mientras que por alguna razón en la posición 2 el valor de la velocidad es $V = 4$. Entonces, del teorema de Bernoulli se deduce que el valor de la presión estática debería ser $p = 2$.

$$\begin{aligned} p + \frac{1}{2} \rho V^2 \Big|_{\text{Posicion1}} &= p + \frac{1}{2} \rho V^2 \Big|_{\text{Posicion2}} \\ 8 + \frac{1}{2} \cdot 1 \cdot 2^2 \Big|_{\text{Posicion1}} &= 2 + \frac{1}{2} \cdot 1 \cdot 4^2 \Big|_{\text{Posicion2}} \end{aligned}$$

Un ejemplo práctico del teorema de Bernoulli se puede observar en las diferencias de "tiro" de una chimenea entre un día de viento y un día en calma. El funcionamiento de una chimenea se basa en el diferencial de presiones existente entre el exterior y el interior de la casa. Cuanto más fuerte sea el viento (mayor presión dinámica) menor será la presión atmosférica (estática) del exterior en relación con la del interior y, por lo

tanto, mayor será la tendencia del aire de dentro a ascender por la chimenea para equilibrar la diferencia de presiones. Por otra parte, si cuando se enciende un fuego, el humo no asciende por la chimenea y sale hacia la habitación, una primera reacción, en general, es abrir una ventana o una puerta para airear. Sin embargo, con ello se empeora la situación al anular la diferencia de presión entre el exterior y el interior de la casa.

2.2. Efecto Venturi

Una aplicación directa del teorema de Bernoulli se encuentra en el tubo Venturi. Un Venturi es un conducto en el que se ha efectuado un suave estrechamiento con el propósito de producir succión.

El empleo de carburadores en los motores “atmosféricos” de combustión interna se basan en el efecto Venturi para preparar la mezcla correcta de aire y combustible.

Su funcionamiento se basa en el aumento de velocidad (+V) que sufre el fluido al transitar por la zona angosta del conducto. Como ya hemos visto por Bernoulli, esto genera necesariamente un descenso de la presión del aire (-P) en ese punto, provocando la succión del combustible del canal de alimentación allí situado (figura 2.1).

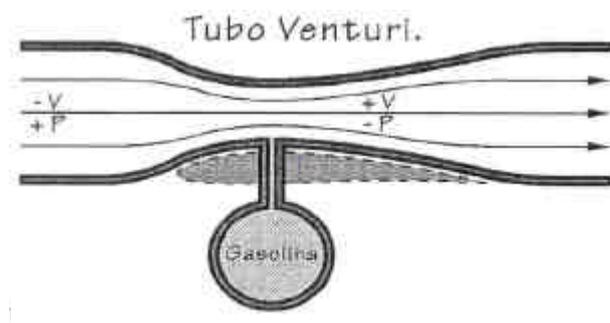


Fig. 2.1 Efecto Venturi.

Si se observa la figura 2.1 y se considera sólo la parte inferior del tubo Venturi, se ve que guarda cierta similitud con el extradado de un perfil alar.

Podemos comprobar de forma práctica el efecto Venturi, si en un día que haga viento cerramos una puerta. Al ir entornando la puerta, notaremos un progresivo aumento de la velocidad de la corriente de aire.

2.3. 3ª ley de Newton

La mecánica clásica establece, a través de las tres leyes de Newton, una conexión entre el cambio en el movimiento de un cuerpo y las fuerzas externas que actúan sobre él. En líneas generales, podríamos enunciar las tres leyes de Newton de la siguiente forma:

1. Un cuerpo en movimiento uniforme en línea recta conservará ese movimiento a menos que actúe sobre él una fuerza externa.
2. La aceleración de un cuerpo es directamente proporcional a la fuerza aplicada.
3. Si dos entidades interactúan, a toda fuerza que ejerza la primera sobre la segunda (acción) le corresponderá otra igual y de sentido contrario ejercida por la segunda sobre la primera (reacción).

Para comprender mejor el significado de estas leyes en un fluido, imaginemos un chorro de agua que es desviado de su trayectoria por una superficie plana (ver figura 2.2). El agua, que tiene una velocidad V_E a la entrada, es desviada por el cuerpo plano obteniendo una velocidad V_S a la salida. Las dos primeras leyes de Newton establecen

que para que las partículas que componen el fluido modifiquen su velocidad, el cuerpo está ejerciendo una fuerza sobre el chorro de agua. Sin embargo, por la tercera ley de Newton sabemos que a toda acción le corresponde una reacción, es decir, que el fluido ejerce una fuerza F_{fs} igual y de sentido contrario sobre el cuerpo plano. Por tanto, el chorro de agua tiende a levantar y empujar hacia la derecha al sólido, apareciendo una fuerza de sustentación a pesar de ser un cuerpo plano.

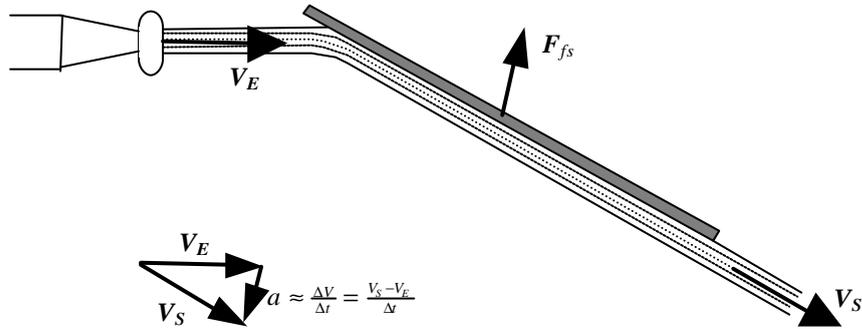


Fig. 2.2 Implicaciones de la 3ª ley de Newton.

Se puede comprobar un ejemplo de acción/reacción si sacamos una mano por la ventanilla de un coche en marcha y la orientamos para que la palma forme un ángulo de 45° con la horizontal. Al desviar la corriente de aire hacia abajo, la mano tiende a subir. Además, la resistencia hace que quiera irse hacia atrás.

Otro caso de acción/reacción se puede verificar si observamos lo que ocurre al soltar un globo hinchado. La tensión de la pared del globo expulsa el aire del interior, pero la fuerza de este al salir empuja al globo en sentido contrario.

3. CAPA LÍMITE

3.1. Viscosidad

La viscosidad es la propiedad del fluido que determina la resistencia o fricción interna que presentan las partículas a deslizar unas respecto a las otras. En un fluido Newtoniano, la viscosidad μ se define como la constante de proporcionalidad que relaciona el esfuerzo cortante con el gradiente de velocidades.

Cuando un sólido se desplaza por el interior de un fluido en reposo, la capa de fluido (aire en el caso que nos interesa) en contacto con la superficie del sólido se comporta como si estuviera adherida a él moviéndose a la misma velocidad a la que se desplaza el sólido. La capa inmediatamente próxima no tiene la misma velocidad, sino una velocidad ligeramente menor debido a que existe un deslizamiento de una capa sobre otra y cuya diferencia depende del valor de la viscosidad.

La capa de fluido en contacto induce a la siguiente capa para que se mueva a la misma velocidad que ella sin conseguirlo completamente, ésta a su vez lo hace sobre la siguiente capa para que se mueva igual que ella, y así sucesivamente hasta alcanzar las capas de fluido en reposo que se encuentran alejadas del sólido. Podría decirse que el deslizamiento de la primera capa da lugar a una fuerza de rozamiento que actúa en sentido contrario al del movimiento del sólido.

Para que el sólido continúe su movimiento a una velocidad V constante es necesario aplicarle una fuerza F , también constante, a fin de vencer las fuerzas de rozamiento que se originan entre las capas del fluido al deslizarse unas sobre otras.

Cuanto mayor sea la viscosidad del fluido, mayor será la magnitud de las fuerzas de rozamiento que actúa sobre el sólido.

3.2. Capa límite laminar y capa límite turbulenta

Como ya se ha mencionado, la capa de aire en contacto con la superficie del ala permanecerá adherida a ésta desplazándose con su misma velocidad. Las capas sucesivas van sufriendo un retraso (deslizamiento) siendo éste mayor cuanto mayor sea la distancia a la superficie, decreciendo paulatinamente su velocidad hasta que ésta es la misma que la de la masa de aire por la que el cuerpo se desplaza.

La masa de aire que existe entre la superficie del ala (primera capa a la misma velocidad que la superficie) y el punto donde la velocidad de la capa es prácticamente la misma que la de la masa de aire en la que se desplaza el ala se denomina capa límite (figura 3.1).

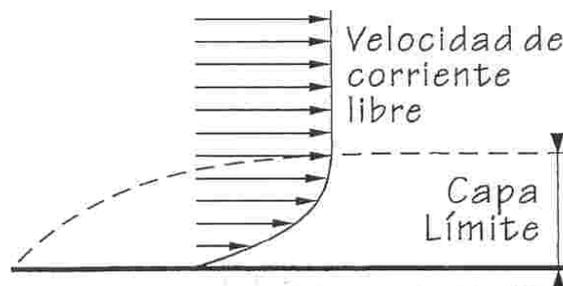


Fig. 8.31

Fig. 3.1 Capa límite laminar.

Si imaginamos un perfil situado en una corriente de aire estacionaria, diremos que el espesor de la capa límite es la distancia desde el punto de la superficie (velocidad

cero) hasta el punto donde la capa de aire tenga en la práctica la misma velocidad que la corriente de aire en la que el perfil se encuentra.

A efectos prácticos, el flujo lejos del cuerpo puede considerarse como un fluido no viscoso, mientras que en las proximidades de la superficie donde la viscosidad del fluido no puede despreciarse, el fluido se estudia siguiendo la teoría de capa límite cuyo espesor es muy delgado en comparación con las dimensiones de un ala. Esta circunstancia ha permitido a los diseñadores aplicar con éxito Bernoulli a pesar de ser el aire un fluido compresible y viscoso, puesto que la distribución de presiones a lo largo de la superficie se puede determinar de la teoría no viscosa como si la capa límite no existiese.

Capa límite laminar

A la capa límite en la que el movimiento se presenta ordenado en forma de capas paralelas se le denomina capa límite laminar.

La existencia de la capa límite puede comprobarse observando como las gotas de lluvia sobre la superficie de un coche o avión no son barridas por la corriente de aire sino que se desplazan lentamente.

Punto de transición

Cerca del borde de ataque, la capa límite permanece en régimen laminar (capas de aire paralelas a la superficie alar). Mientras el aire avanza por el ala alejándose del borde de ataque, el rozamiento provocado por el deslizamiento de las capas va transmitiendo energía a las capas más alejadas, haciendo que el espesor de la capa límite laminar aumente paulatinamente.

A cierta distancia del borde de ataque, la capa límite laminar empieza a sufrir perturbaciones que destruyen el régimen laminar para convertirlo en turbulento. El punto de la superficie donde las capas de aire de la capa límite pierden su paralelismo con la superficie del ala se denomina punto de transición.

El punto de transición depende de la rugosidad de la superficie y de propiedades del flujo englobadas en el número adimensional conocido como número de Reynolds. Este número se determina a partir de la densidad y viscosidad del fluido, su velocidad y una dimensión característica del perfil.

Capa límite turbulenta

En la capa límite turbulenta las partículas ya no se desplazan ordenadamente en capas paralelas, sino que se desplazan caóticamente perturbando capas cada vez más alejadas a la superficie del ala y haciendo crecer el espesor de la capa límite de forma más acentuada.

La velocidad del avión se ve afectada al transmitirse parte de su energía a los torbellinos que al aumentar de tamaño y velocidad aumentan a su vez, como consecuencia, la magnitud de la resistencia de fricción.

Ejemplos de flujo laminar, flujo turbulento y punto de transición se pueden observar en la columna de humo de la combustión de un cigarro o en el caño de agua, al dar más o menos caudal cuando se abre un grifo.

La fricción generada sobre la superficie sólida en la capa límite turbulenta es mayor que la generada en la capa límite laminar. Desde este punto de vista, sería interesante retrasar el punto de transición lo máximo posible a fin de reducir la resistencia. Por esta razón, es importante mantener las alas limpias, puesto que un ala sucia posee irregularidades que pueden adelantar el punto de transición reduciendo la eficiencia de nuestro avión.

No obstante, no hay nada gratuito y la pérdida de sustentación debida al desprendimiento de la capa límite cuando hay un gradiente adverso de presión (gradiente creciente de presiones) se produce más fácilmente en la zona laminar que en la zona turbulenta. Por esta razón, los diseñadores prefieren sacrificar parte de la eficiencia en favor de la seguridad, llegando a una solución de compromiso que evite que la zona laminar se extienda hasta regiones donde se pueda producir fácilmente el desprendimiento de la capa límite como se muestra en la figura 3.2.

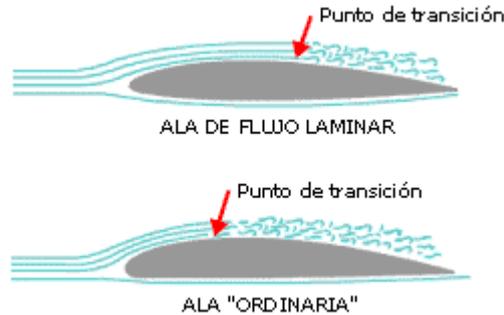


Fig. 3.2 Capa límite sobre el perfil.

3.3. Aplicaciones prácticas

Pelota de Golf

Los antiguos jugadores de Golf sabían que las pelotas usadas, cortadas y rugosas volaban más lejos que las recién estrenadas que, en aquella época, eran perfectamente lisas.

Si imaginamos una esfera lisa en una trayectoria rectilínea dentro de un fluido (figura 3.3), si la velocidad del fluido en el punto 1 donde no recibe la influencia de la esfera es V , en el punto de remanso 2 será nula, en el punto 3 será mayor que V y en el punto 4 será máxima (efecto Venturi). Así mismo, si la presión en el punto 1 que no recibe la influencia de la esfera es P , en el punto de remanso 2 será mayor que P , en el punto 3 menor que P y mínima en el punto 4. La velocidad va aumentando a medida que se acerca al punto de sección máxima 4, mientras que la presión va descendiendo de manera inversa al cuadrado de la velocidad (Bernouilli).

Por otra parte, la disminución de la presión desde el punto 2 hasta el punto 4 favorece el avance de la esfera, es lo que se conoce como gradiente favorable de presión.

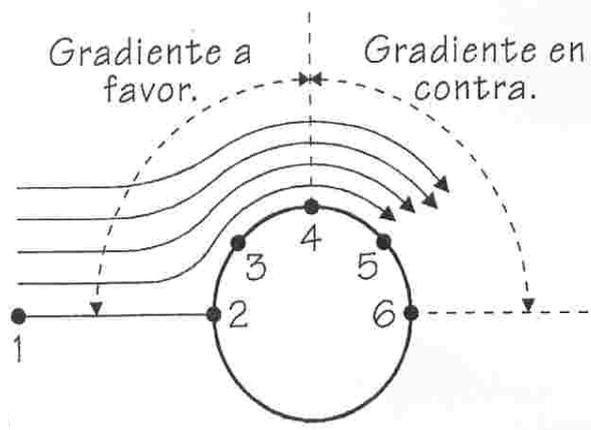


Fig. 3.3 Desplazamiento de una esfera lisa.

Parece lógico pensar que a partir de ese punto se invertirá el proceso hasta llegar al punto de remanso 6 en el que la velocidad volvería a ser nula y la presión máxima, y de hecho así ocurriría de no ser por la viscosidad.

Intuitivamente, la velocidad a partir del punto 4 (velocidad máxima) debe ser lo suficientemente grande para vencer el gradiente de presiones desfavorable (creciente) que va a encontrar hasta llegar al punto 6, conocido como gradiente de presiones adverso. Debido al rozamiento provocado por la viscosidad y al gradiente en contra, la velocidad de las partículas disminuye, tendiendo a anularse antes de llegar al punto 6 y, por tanto, a concentrarse antes de ese punto originando el desprendimiento de la capa límite en forma de torbellinos.

La estela de remolinos generada, si bien se amortigua a cierta distancia, de nuevo a causa de la viscosidad, es prácticamente tan ancha como el diámetro de la esfera y la resistencia que esta sufre al avance es proporcional al tamaño de la estela. Para reducir la resistencia al avance se ha de reducir el tamaño de la estela, lo cual equivale a retrasar el desprendimiento de la capa límite.

La rugosidad de la superficie que el uso provocaba en una antigua pelota de golf lisa, perturba la capa límite laminar transformándola en una capa límite turbulenta antes de que ésta sobrepase la sección máxima. Una vez sobrepasado el diámetro máximo, la capa límite turbulenta sigue pegada a la superficie de la pelota por más tiempo, reduciendo el tamaño de la estela y, por lo tanto, reduciendo la resistencia (figura 3.4).

Las pelotas de golf modernas, las pelotas de tenis y algunos cascos de motocicleta entre otros son fabricados con la cantidad de rugosidad exacta para generar controladamente flujo turbulento. Esa es la razón de las pequeñas concavidades o la pelusa que las pelotas de tenis presentan en la superficie.

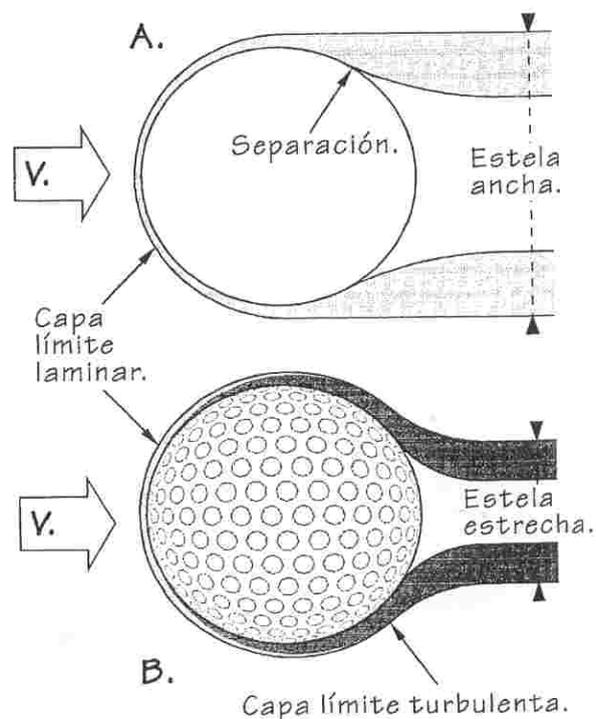


Fig. 3.4 Estela en una esfera lisa vs una esfera rugosa.

Efecto Magnus

En el ejemplo de la pelota de Golf, la esfera viajaba por el fluido siguiendo una trayectoria rectilínea. Si a esa misma esfera se le imprime una cierta rotación, el movimiento de la superficie generará una corriente (circulación) en el fluido que la envuelve con la dirección de la rotación (figura 3.5).

La velocidad del fluido alrededor de la esfera variará según se encuentre con ésta a uno u otro lado del eje de rotación. La diferencia de velocidades genera una diferencia de presiones que propicia el desplazamiento lateral de la esfera hacia el lado en el que la velocidad de la superficie debida a la rotación se opone a la velocidad de avance de la esfera.

Mientras la esfera conserve el movimiento rotatorio, generará circulación a su alrededor. No obstante, a causa de la viscosidad la rotación se va amortiguando con lo que la circulación disminuye así como la sustentación S generada.

El efecto Magnus es conocido y empleado en muchos deportes de pelota para desviar lanzamientos o hacerlos en forma de parábola. Estos se conocen como tiros con “efecto” y se basan, como ya se ha visto, en un lanzamiento de la pelota con rotación.

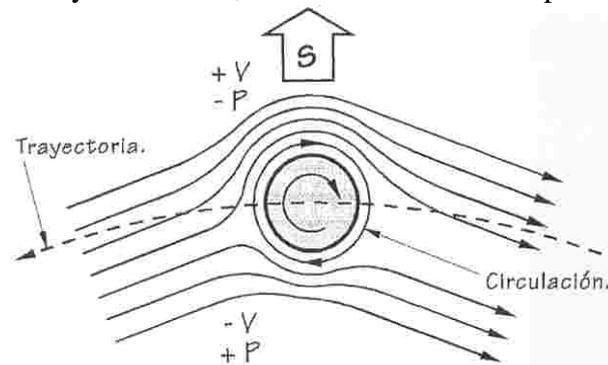


Fig. 8.34

Fig. 3.5 Efecto Magnus.

4. PERFILES ALARES

4.1. Descripción del perfil

Las alas son los elementos del avión responsables de la sustentación. Su forma geométrica juega un papel fundamental en la sustentación cuando el aire pasa a través de ellas. A la forma geométrica obtenida tras efectuar un corte transversal del ala se denomina perfil. En la figura 4.1 se muestra el perfil en la que se señalan sus partes más importantes. Las alas tienen perfiles diseñados específicamente para las características del avión.



Fig. 4.1 Perfil alar.

- **Extrados:** Es la superficie superior del ala.
- **Intrados:** Es la superficie inferior del ala.
- **Borde de ataque:** Es la arista anterior del ala. Su curvatura corresponde a la del radio del círculo tangente al extrados e intrados.
- **Borde de fuga:** Es la arista posterior del ala donde se unen extrados e intrados. Su radio es el mínimo que permita la construcción del ala.
- **Cuerda:** Es la línea recta imaginaria que une el borde de ataque con el borde de fuga. Es una dimensión característica del perfil.
- **Curvatura media:** Es la línea imaginaria que equidista al extrados e intrados y une el borde de ataque con el de fuga.
- **Ordenada máxima:** Es la distancia máxima entre la línea de curvatura media y la cuerda del perfil. El valor suele darse en % de la cuerda.
- **Espesor:** Es la distancia máxima entre el extrados y el intrados. Su valor y posición se expresan en % de la cuerda.

Tipos de perfiles.

En relación a su **forma** podemos clasificar a los perfiles como (figura 4.2):

- **Asimétricos:** Aquellos con diferencias de curvatura entre extrados e intrados. Con ángulo de ataque igual a cero producen sustentación. Son los que

equipan las superficies alares de la totalidad de los planeadores actuales.

- Simétricos: Respecto a su cuerda, no producen sustentación con ángulo de ataque igual a cero. Son los utilizados en estabilizadores y derivas.

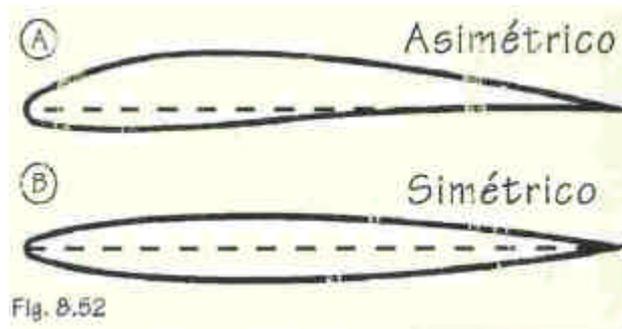


Fig. 4.2 Perfiles según su forma.

En relación a su **estabilidad** (figura 4.3):

- Inestables: Son los de perfiles asimétricos y tienen tendencia a apartarse de su posición de equilibrio por lo que necesitan de “estabilizadores” para mantener el vuelo rectilíneo.
- Indiferentes: Generalmente los perfiles simétricos, que mantienen una trayectoria de vuelo siendo necesaria una corrección para desviarlos de ella.
- Auto-estables: Son los que auto-estabilizan la trayectoria de vuelo (alas volantes, alas delta).

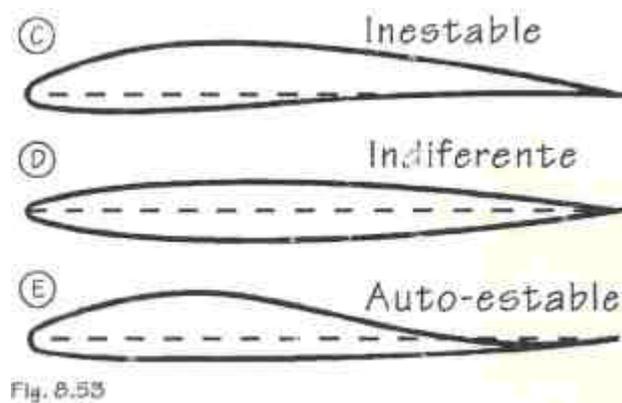


Fig. 4.3 Perfiles según su estabilidad.

En relación a su **espesor** (figura 4.4):

- Alto espesor: mayor al 15% de la cuerda, producen gran sustentación pero también más resistencia. Son utilizados en aviones de baja velocidad o de gran carga alar (aviones de transporte).
- Bajo espesor: menor al 15% de la cuerda, producen menos sustentación y menos resistencia. Son utilizados en aviones de alta velocidad.

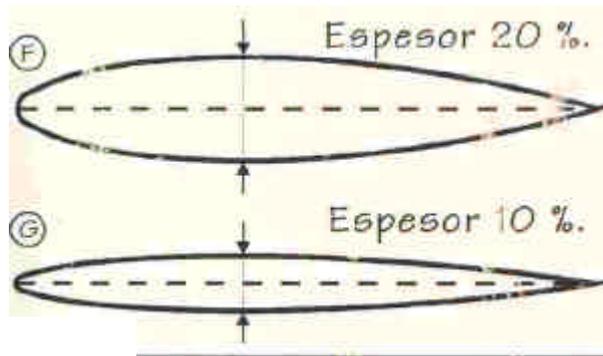


Fig. 4.4 Perfiles según su espesor.

En relación a la **posición del máximo espesor** (figura 4.5):

- Críticos: Con el punto de máximo espesor atrasado (a un 40-50% de la cuerda), no admiten ángulos de ataque elevados, ni baja velocidad (con bajo espesor, en veleros de última generación).
- Nobles: Con el punto de máximo espesor adelantado (a un 25-30% de la cuerda), admiten ángulos de ataque elevados (15-18°) y tienen una velocidad de pérdida más baja permitiendo un pilotaje menos experto (con alto espesor, en veleros de iniciación).

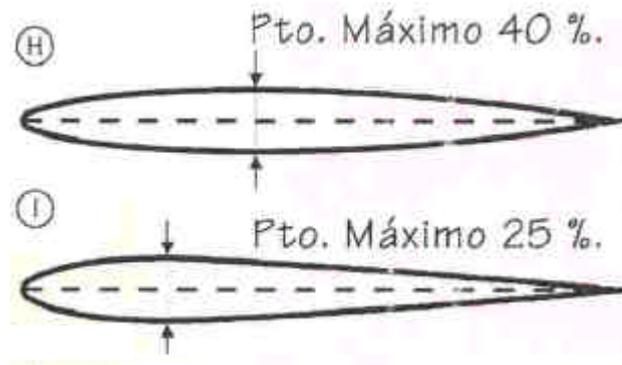


Fig. 4.5 Perfiles según su posición del máximo espesor.

4.2. Viento relativo

Es la corriente de aire producida por el movimiento del avión al desplazarse. El viento relativo es paralelo a la trayectoria de vuelo y de dirección opuesta. Su velocidad es la relativa del avión con respecto a la velocidad de la masa de aire en que este se mueve.

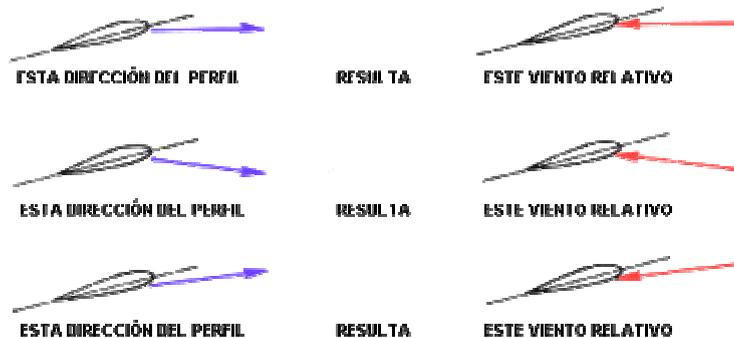


Fig. 4.6 Viento relativo.

4.3. Ángulo de ataque

El ángulo de ataque es el ángulo formado por la cuerda del perfil y la dirección del viento relativo (figura 4.7). Este ángulo puede variar por diversas causas, principalmente a consecuencia de la acción del piloto sobre los mandos, pero también por el diseño de las alas (ángulos de ataque distintos en distintas secciones del ala) o por las corrientes existentes en el flujo de un avión.



Fig. 4.7 Ángulo de ataque.

En la figura 4.8 se pueden observar las líneas de corriente alrededor de un perfil obtenidas experimentalmente para distintos ángulos de ataque. Estas líneas son de gran ayuda puesto que, por definición, la velocidad de cualquier partícula situada sobre una línea de corriente es tangente a ésta. Además, cuando el flujo es estacionario (constante en el tiempo) el camino que describen las partículas coincide con las líneas de corriente.

Cuando el ángulo de ataque es nulo ($\alpha=0$) las líneas de corriente rodean el perfil adaptándose perfectamente al contorno, juntándose en las proximidades de la zona más ancha del perfil. Por otro lado, la tangente a las líneas de corriente inmediatamente antes y después del perfil tiene aproximadamente la misma dirección.

Si se aumenta este ángulo ($0 < \alpha < \alpha_c$), las líneas de corriente siguen adaptándose al contorno del perfil al tiempo que un mayor número de líneas de corriente tiende a pasar por encima del perfil (extrados) y por tanto, tienden a juntarse más estrechamente en las proximidades de la zona superior del perfil. En particular, podría considerarse que si se aumenta el ángulo de ataque es como si se aumentara la curvatura de la parte superior del perfil. En cuanto a la tangente de las líneas de corriente inmediatamente antes y después del perfil, se observa una variación en la dirección tanto mayor cuanto más grande es el ángulo de ataque.

A medida que el ángulo de ataque aumenta se acerca a un valor ($\alpha \sim \alpha_c$) a partir del cual las líneas de corriente se desprenden del extrados del perfil. A este valor se le denomina ángulo de ataque crítico y constituye un punto de vital importancia ya que define la pérdida de sustentación.

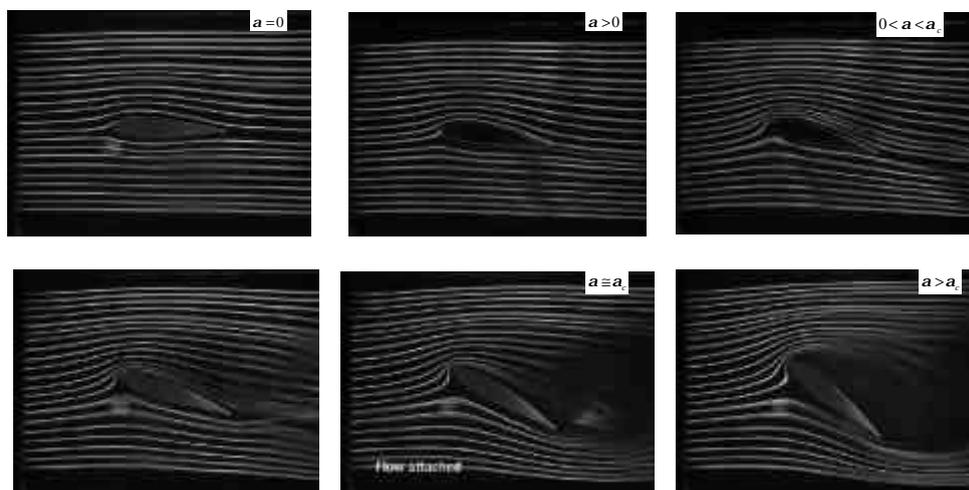


Fig. 4.8 Líneas de corriente en función del ángulo de ataque del perfil.

5. FUERZAS EN VUELO

5.1. Sustentación y resistencia.

Para producir la sustentación, el ala utiliza de forma conjunta los principios descritos en el apartado 2.

En primer lugar, tal como se describió en el apartado 4, el perfil genera una distorsión de las capas de aire que están en sus proximidades. En la figura 5.1 se aprecia que las líneas de corriente próximas al extrados se acercan de forma considerable, lo cual es sintomático que en esta zona se produce un aumento de la velocidad tanto mayor cuanto mayor es el acercamiento de las líneas de corriente. Además, al aumentar el ángulo de ataque se produce una variación en la dirección de la velocidad a la entrada y a la salida del perfil.

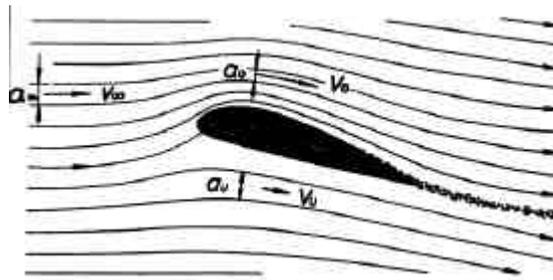


Fig. 5.1 Líneas de corrientes sobre el perfil.

Sobre las capas de aire se produce una distorsión desigual en el extrados y en el intrados. Mientras que en las capas de aire próximas al intrados apenas ven interferido su camino, las que lo hacen en las proximidades del extrados se ven obligadas a circular por el estrechamiento que este provoca (figura 5.2).

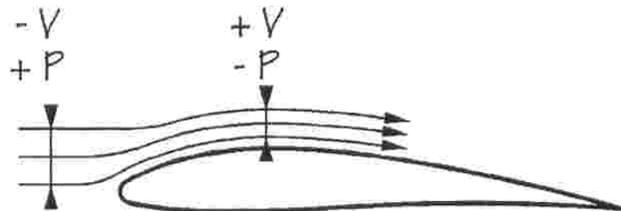


Fig. 5.21

Fig. 5.2 Distorsión de las capas de aire próximas al extrados

Se sabe que la velocidad del aire aumentará en el estrechamiento (Venturi) y que ello indefectiblemente vendrá acompañado por un descenso de la presión (succión) en esa parte del ala (Bernouilli) como se muestra en la figura 5.2. Por tanto, la presión sobre la parte superior del perfil (extrados) es menor a la de la parte inferior (intrados) resultando en una fuerza neta que tiende a elevar el perfil (figura 5.3).

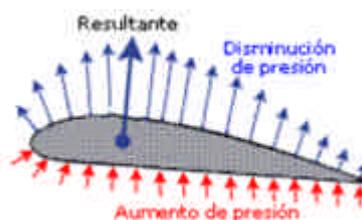


Fig. 5.3 Distribución de presiones sobre el perfil.

Sin embargo, esto es una parte del origen de la sustentación. Cuando el aire abandona el perfil por el borde de fuga a causa del paso del ala, para ángulos de ataque positivos el flujo se ve desviado hacia abajo provocando en ella la reacción contraria (3ª ley de Newton). Esta “deflexión” está causada por el perfil al alterar la dirección de la corriente de aire hacia abajo como se muestra en la figura 5.4.

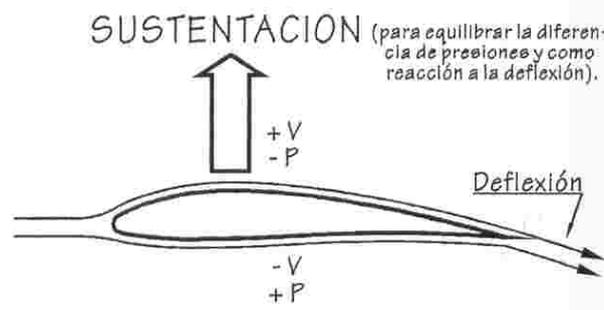


Fig. 5.4 Sustentación por deflexión de las líneas de corriente.

La deflexión es fácil de entender hoy en día, independientemente de la forma que tenga nuestro perfil, en una época en la que los aviones a reacción usan perfiles finos y simétricos donde el teorema de Bernoulli o el efecto Venturi pierden influencia.

Como puede apreciarse en la figura 5.5, el resultado de fuerzas que actúan sobre el perfil durante el vuelo pueden descomponerse en una fuerza perpendicular a la dirección del viento relativo denominada sustentación, y otra en sentido contrario a la dirección de avance del perfil denominada resistencia.

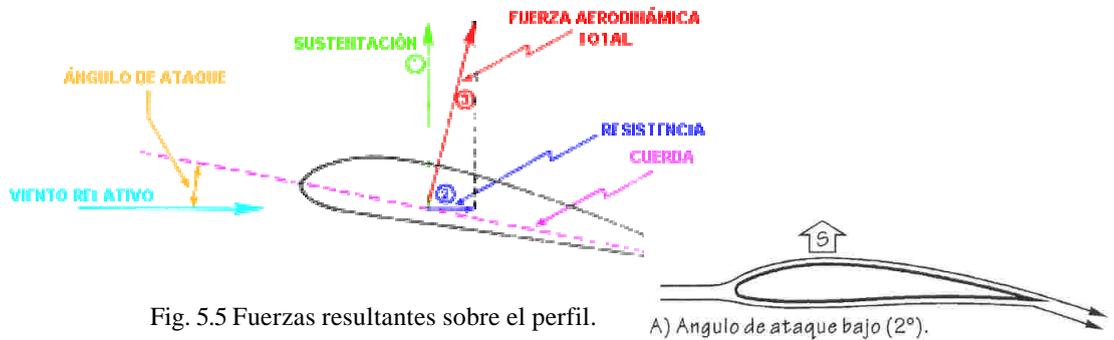


Fig. 5.5 Fuerzas resultantes sobre el perfil.

En la figura 5.6 se muestra que a medida que se incrementa sustentación aumenta con incrementa la resistencia con viento relativo representada

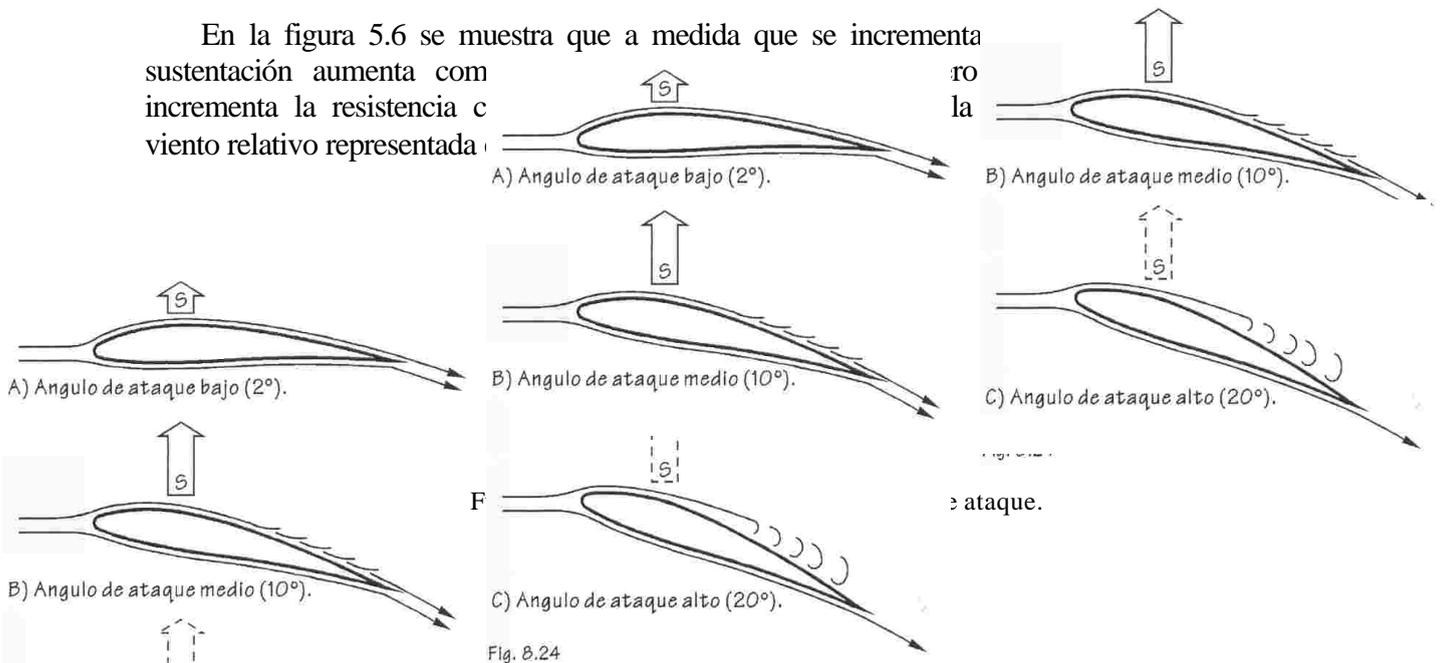


Fig. 8.24

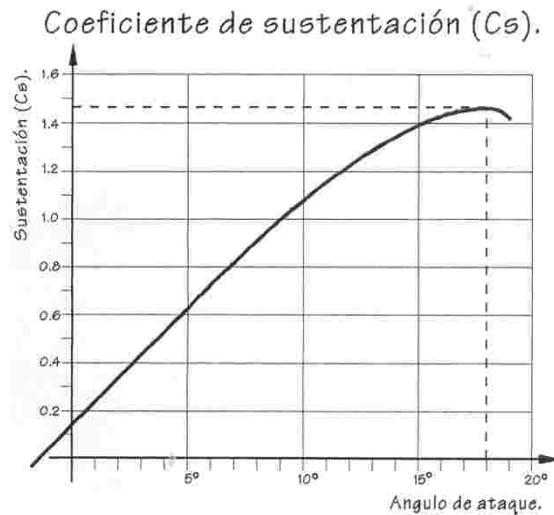


Fig 5.7 Coeficiente de sustentación vs. ángulo de ataque.

La cantidad de sustentación producida depende, para un mismo perfil, de la velocidad con la que este se desplaza por el aire y de su ángulo de ataque. A mayor velocidad, el diferencial de presiones entre el extrados e intrados y la deflexión aumentan por lo que la sustentación se incrementará. Por otra parte, cada perfil tiene un rango de trabajo que varía desde el ángulo de ataque de sustentación nula ($=0^\circ$), al ángulo de ataque de sustentación máxima ($\sim 18^\circ$ - 20°) por encima del cual el perfil entra en pérdida y la sustentación producida vuelve a ser nula (figura 5.8).



Fig. 5.8 Ángulo de ataque crítico.

Se ha descrito la resistencia como una fuerza que se opone al movimiento del avión. De acuerdo a esta definición, la resistencia es paralela al viento relativo y opuesta a la senda de vuelo. Se la podría considerar como un tributo a pagar para obtener la sustentación. No obstante, la fuerza resistente mostrada en la figura 5.5 no es la única fuerza que se opone al avance del avión. Desde el punto de vista aerodinámico, hay dos tipos de resistencia. La primera es la que se conoce como resistencia parásita. Esta causada por la fricción superficial que el avión provoca en la corriente de aire al desplazarse y su valor depende de la viscosidad del aire. El segundo tipo, como la mostrada en la figura 5.5, es la resistencia inducida. Es un subproducto en la producción de sustentación y está motivada por la diferencia de presiones proyectada en la dirección de avance. En los dos casos, la resistencia es proporcional al área sobre la que actúan y está una función del cuadrado de la velocidad.

Resistencia parásita.

También conocida como Resistencia de formas, es la producida por un objeto al moverse en el aire. Se debe fundamentalmente a la resistencia debida a la fuerza de rozamiento entre el sólido y el aire.

Si nos situamos a cierta distancia delante de un avión y colocamos nuestra vista a la altura de su eje longitudinal imaginario, podremos determinar el tamaño de la sección frontal que este presenta al avance. Carenar esa sección ayuda a reducir la resistencia pero aún disponiendo de un buen carenado, cuanto mayor sea la sección frontal mayor será la superficie lateral y por tanto la resistencia parásita que esta provoque.

La resistencia parásita, no aumenta de forma lineal con el aumento de la velocidad ya que la presión dinámica del aire está en función del cuadrado de la velocidad (figura 5.9)..

Asumiendo que se circule con un automóvil a 30 km/h, si se acelera a 60 km/h se experimentará 4 veces la resistencia anterior. Circulando a 120 km/h la resistencia es 16 veces más grande que a 30 km/h. Este hecho toma una gran importancia cuando se tiene en cuenta el empuje necesario para contrarrestar la resistencia. A 30 km/h, el motor ha de proporcionar por ejemplo 25 kg de empuje para mantener esa velocidad. A 60 km/h necesitará 100 kg y a 120 km/h, 400 kg

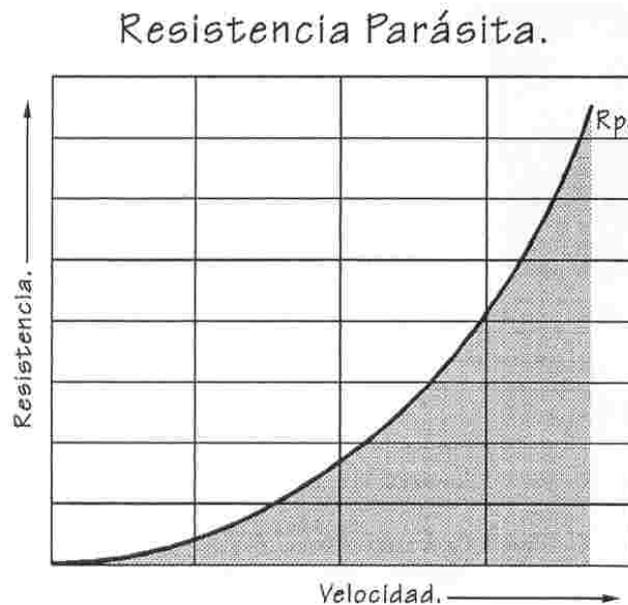


Fig. 5.9 Resistencia parásita vs. Velocidad.

Resistencia inducida.

Es la resistencia que se opone al movimiento de un sólido en el aire por la diferencia de presiones.

La componente de la fuerza aerodinámica en la dirección del viento relativo (figura 5.5) es la resistencia inducida. Esta resistencia aumenta cuando se incrementa el ángulo de ataque. Manteniendo el peso y los demás factores constantes, una menor velocidad requerirá mayor ángulo de ataque para producir la misma sustentación. Por lo tanto, cuanto menor sea la velocidad mayor será la resistencia inducida. La figura 5.10 muestra la gráfica *Resistencia inducida vs. Velocidad*. Mientras que la velocidad decrece, la resistencia inducida aumenta inversamente proporcional al cuadrado de la velocidad.

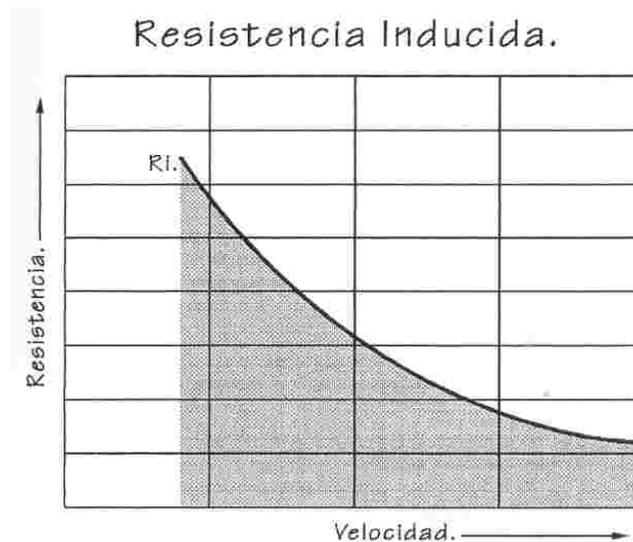


Fig. 5.10 Resistencia inducida vs. Velocidad.

Por tanto, existen dos fuentes de resistencia: la resistencia parásita y la resistencia inducida. La resistencia total que actúa sobre el planeador se obtiene de sumar ambas componentes como se aprecia en la gráfica de la figura 5.11. De ella se observa que existe una velocidad para la cual la resistencia es mínima.

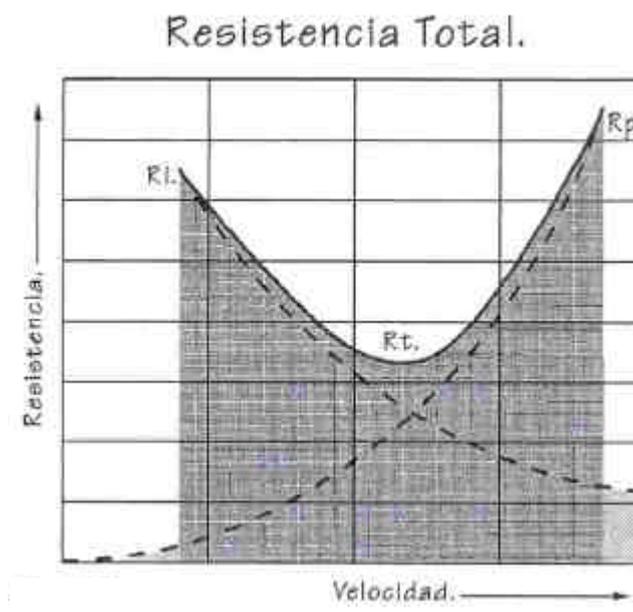


Fig. 5.11 Resistencia vs. Velocidad.

En el borde de fuga convergen las corrientes de aire procedentes del extrados y del intrados, cuya diferencia de velocidades desvían hacia abajo las líneas de corriente. Sin embargo, la interacción entre el aire que fluye por el extrados y el intrados tiene un efecto más acusado en el extremo del ala. La diferencia de presión entre la parte superior e inferior del ala hace que el aire situado en el intrados tienda a desplazarse hacia el extrados donde la presión es menor. Este efecto es fácilmente identificable por los torbellinos generados en los extremos del ala (figura 5.12). Evitar este fenómeno reduce la resistencia mejorando la eficiencia del avión.

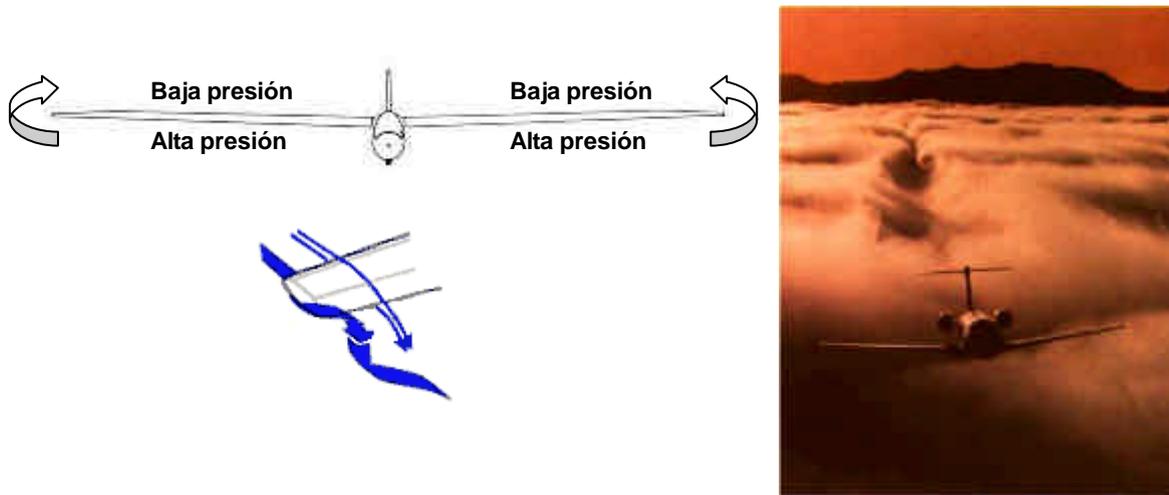


Fig. 5.12 Resistencia inducida.

5.2. Fuerzas actuantes sobre el avión

Sobre un aeroplano en vuelo actúan una serie de fuerzas, algunas de las cuales pueden ser manipuladas por el piloto con la finalidad de controlar el vuelo. En líneas generales, las fuerzas que intervienen durante el vuelo de un velero están representadas en la figura 5.13:

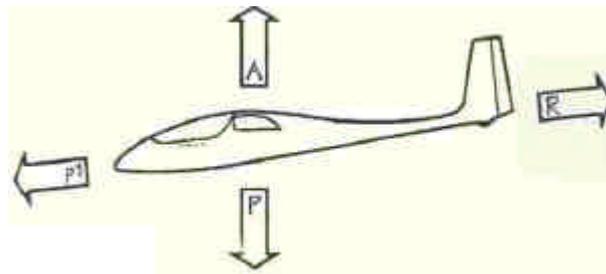


Fig. 5.13 Balance de fuerzas sobre el planeador.

A es la fuerza que impide la caída libre del planeador, oponiéndose al peso (*resultante aerodinámica*, no confundir con la fuerza de *sustentación* que es la componente de la resultante aerodinámica normal al viento relativo y por tanto a **P1**).

R es la fuerza que se opone al avance del velero y es la suma de resistencia parásita e inducida. La resistencia actúa en la dirección de la senda de planeo (viento relativo) pero en sentido contrario al avance.

P es la fuerza con la que la Tierra atrae al planeador (función de la masa y la gravedad). Esta fuerza se ejerce en sentido vertical hacia el centro de la tierra.

P1 es la componente del peso paralela a la senda de planeo. Esta fuerza es la responsable de hacer avanzar el velero.

La figura 5.14 permite examinar con más detalle las fuerzas y sus componentes:

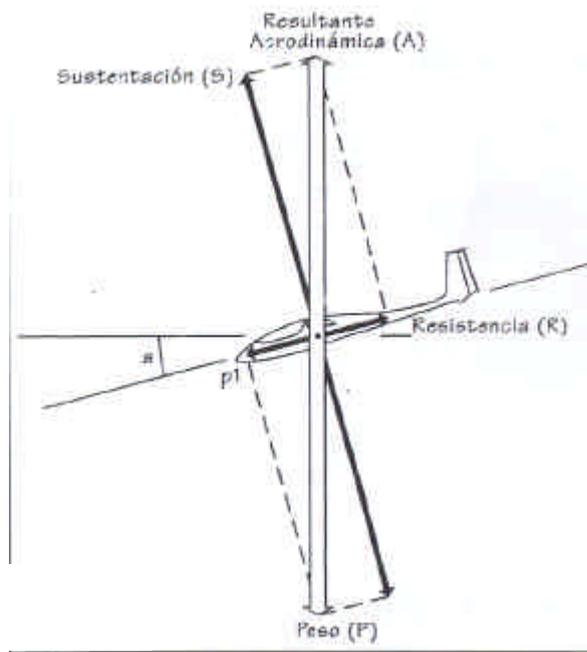


Fig. 5.14 Descomposición de las fuerzas actuantes sobre el planeador.

Resultante aerodinámica (A)

La resultante aerodinámica se descompone en una componente proyectada sobre el eje vertical del avión y otra sobre el eje longitudinal. La componente vertical se denomina sustentación y es perpendicular al viento relativo. La componente horizontal es la resistencia (figura 5.15).

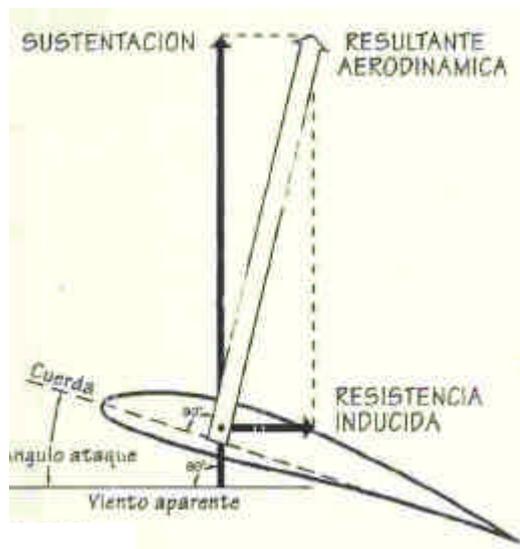


Fig. 5.15 Resultante aerodinámica.

Componente del peso paralela a la pendiente (P1).

Se ha visto que para que exista sustentación es necesaria una velocidad relativa entre el aire y el perfil. Sin embargo, la fuerza de tracción que el motor proporciona a un avión para que éste adquiera velocidad no está disponible en un velero. La utilización de una esfera sobre una superficie plana e inclinada permite comprender con facilidad como un velero mantiene la velocidad durante el vuelo (figura 5.16).

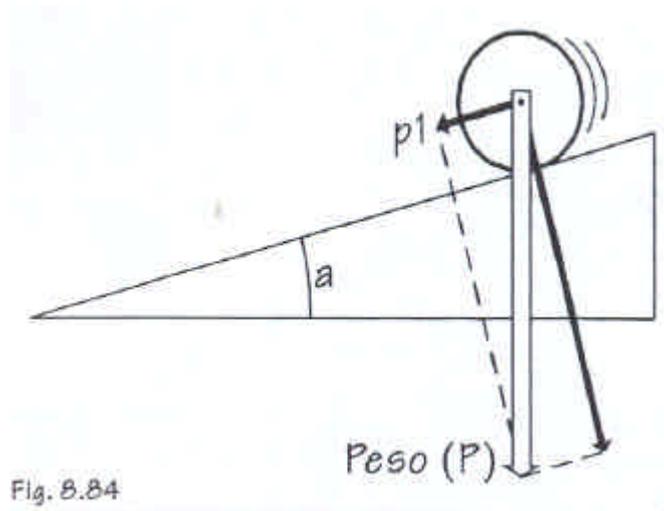


Fig. 5.16 Resultante aerodinámica.

Al soltar la esfera, ésta desciende empujada por la componente de su peso paralela a la pendiente, la otra componente (perpendicular a la superficie) mantiene a la esfera en contacto con la superficie. Si al mismo tiempo se eleva la superficie sin cambiar el ángulo de inclinación, es posible que la esfera gane altura respecto al suelo mientras desciende simultáneamente por la pendiente.

Se puede trasladar el mismo ejemplo al velero, donde la trayectoria de vuelo forma un cierto ángulo con la horizontal que al incrementarse aumentará la velocidad por ser mayor la componente "P1". La velocidad máxima que teóricamente podrá ser alcanzada se producirá cuando el velero "pique" en vertical, donde la componente P1 es máxima al coincidir con el peso.

Sin embargo, mientras en el ejemplo de la esfera, ésta desciende apoyada en una pendiente sólida y no necesita velocidad mínima de descenso, el velero tiene que conseguir su soporte volando lo bastante rápido como para producir la sustentación necesaria. En este sentido, las alas de un velero son parecidas a los esquís utilizados en esquí náutico que solo soportan el peso del esquiador cuando la velocidad y el ángulo del esquí son suficientes para generar bastante sustentación.

Como conclusión, la fuerza que hace avanzar al velero es la componente de su peso en dirección a su trayectoria de vuelo que variará de magnitud en función del ángulo formado por ésta respecto a la horizontal.

Todo lo anterior funciona correctamente si únicamente se consideran las fuerzas que actúan en el plano longitudinal del velero. Si se observa lo que ocurre en el plano transversal se ve que mientras el velero vuela horizontalmente descendiendo por su senda de planeo los vectores de la sustentación y el peso actúan en dirección vertical y en sentido opuesto por lo que el equilibrio entre ambas se mantiene constante (fig 5.17).

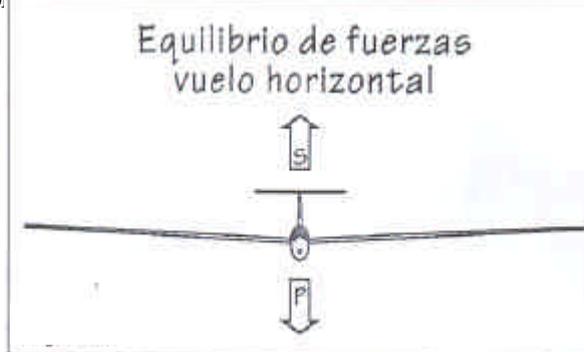


Fig. 5.17 Fuerzas durante el vuelo horizontal.

Cuando el piloto acciona los mandos para efectuar un viraje coordinado manteniendo la velocidad constante, el velero alabea. Esto orienta el vector de la sustentación en dirección al viraje mientras que el vector del peso sigue orientado verticalmente. El primer efecto es el deseado para producir el desplazamiento lateral hacia el viraje, el segundo es un descenso no deseado al haber desequilibrado el par de fuerzas (figura 5.18).



Fig. 5.18 Fuerzas durante el giro.

Si se proyecta el vector de sustentación contra el eje vertical se aprecia que la sustentación efectiva (opuesta al peso) ha visto reducida su magnitud, o lo que es lo mismo, el equilibrio se ha roto a favor del peso. De ahí la necesidad de aumentar ligeramente la velocidad antes de efectuar un viraje para que el incremento de sustentación que esto genera compense la reducción de sustentación efectiva que el ángulo de alabeo provoca (figura 5.19).

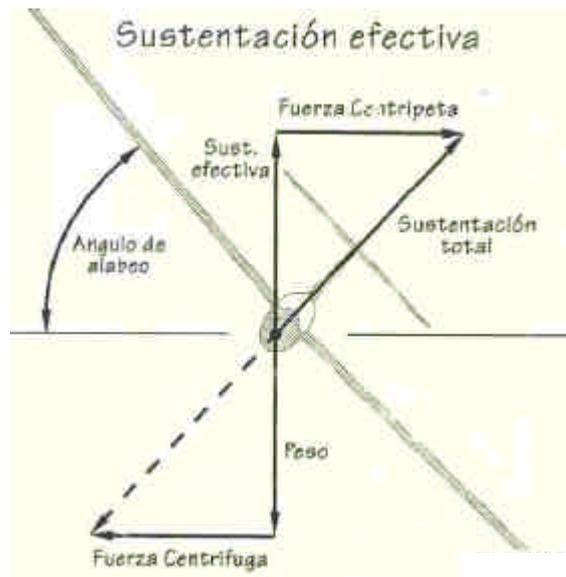


Fig. 5.19 Equilibrio de fuerzas durante el giro.

También por esta razón, cuanto mayor sea el ángulo de alabeo que se desee emplear en un viraje, mayor será la velocidad necesaria para completarlo.

Por otro lado, durante el giro se produce una variación de la velocidad relativa del aire con respecto al avión, la cual será mayor cuanto más alejado esté del eje de giro. Esta variación de velocidad hace que la sustentación no sea uniforme siendo mayor en los puntos del ala más alejados al eje de giro y menor en los puntos más cercanos, produciendo una tendencia a alabeo el avión (ver figura. 5.20).

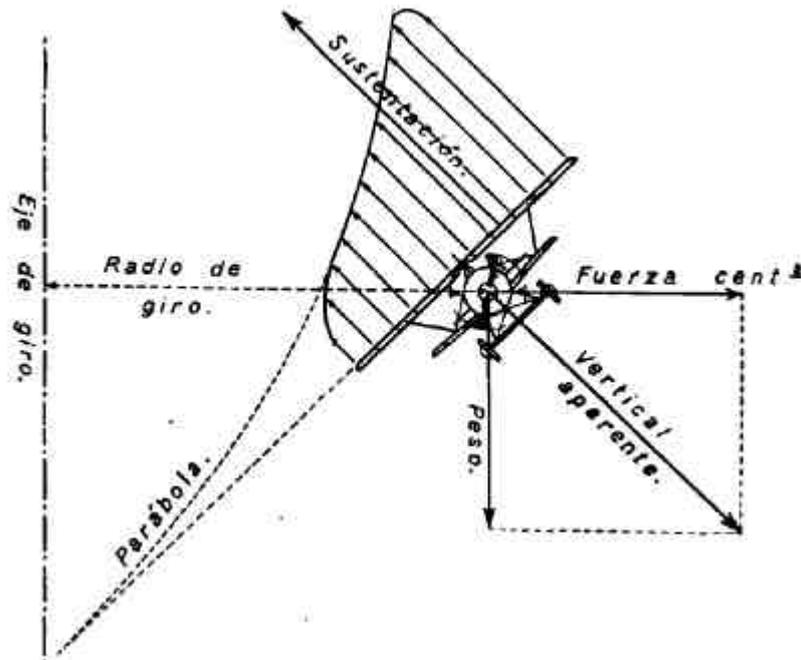


Fig. 5.20 Distribución de la fuerza de sustentación durante el giro.

5.3. Factores que afectan a la sustentación.

- **La forma del perfil alar**, puesto que es el elemento responsable de producir la fuerza de sustentación.
- **La superficie alar**. Cuanto más grande sean las alas mayor será la superficie sobre la que se ejerce la fuerza de sustentación. No obstante, el aumento de la superficie alar trae consigo un aumento de la resistencia.
- **Densidad del aire**. A mayor densidad del aire mayor sustentación.
- **La velocidad del viento relativo**. A mayor velocidad mayor es la sustentación.
- **Ángulo de ataque**. A mayor ángulo de ataque mayor la sustentación. No obstante, esta relación únicamente es válida si no se excede el ángulo de ataque crítico a partir del cual se pierde la sustentación.

De estos 5 factores, normalmente el piloto durante el vuelo controla la fuerza de sustentación controlando la velocidad del viento relativo y el ángulo de ataque. No obstante, en algunos modelos de veleros existen dispositivos diseñados para posibilitar maniobras a baja velocidad que permiten modificar hasta ciertos límites la forma del perfil.

5.4. Factor de carga.

Carga alar

Es la relación entre el peso y la superficie alar del avión generalmente expresada en Kg/m^2 . Si el peso de un velero en orden de marcha es 320kg y su superficie alar de 10m^2 se dice que la carga alar de ese velero es 32 kg/m^2 .

El valor del factor de carga influye y modifica directamente las prestaciones del velero de tal forma que a cada carga alar le corresponde una curva polar de velocidades de planeo.

Factor de carga (G)

El factor de carga G se define como el cociente sustentación/peso. Este valor constituye una medida de los esfuerzos que emplea como unidad de referencia el propio peso del velero. Se emplea para evaluar los esfuerzos a los que se ve sometida la estructura del velero durante las diferentes fases del vuelo.

En vuelo horizontal la sustentación equilibra al peso por lo que el factor de carga es la unidad. Cuando la sustentación aumenta por encima del peso (al tirar de la palanca) el factor de carga aumenta haciéndose mayor que la unidad ($G > 1$).

Se considera G positivo cuando la sustentación es mayor que el peso por lo que $G > 1$ (el piloto nota que aumenta su presión que ejerce sobre el asiento). El caso contrario se conoce como G negativo (el piloto tiene la sensación de flotar en el asiento). Como ejemplo, la estructura del velero DG-200 (Glaser-Dirks) soporta a velocidad de maniobra $+5.3G$ y $-2.6G$, y a velocidad máxima VNE $+4.0G$ y $-1.5G$.

Como ya se ha visto, al realizar un viraje aumenta la fuerza de sustentación neta sobre el velero como se muestra en el ejemplo de la figura 5.21. La estructura del avión realiza un esfuerzo suplementario al soportar el aumento de sustentación. Cuanto mayor sea el ángulo de alabeo empleado en un viraje mayor será el esfuerzo soportado. En el viraje a 60° que se muestra en la figura 5.21 el factor de carga es aproximadamente $+2G$.

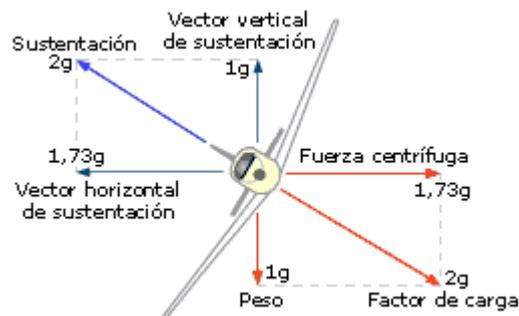


Fig. 5.21 Equilibrio de fuerzas durante un giro con alabeo de 60° .

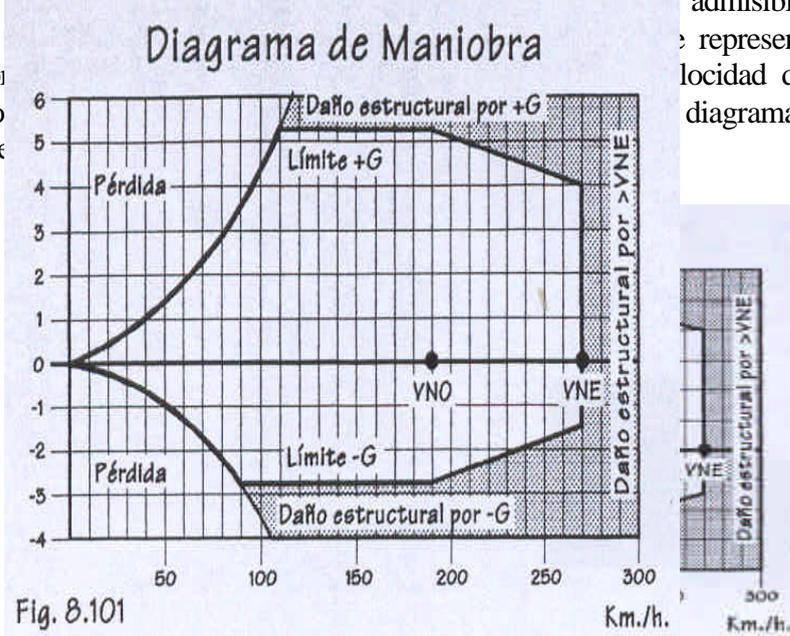
Una forma alternativa de plantear el equilibrio de fuerzas es que al aumentar el ángulo de alabeo la proyección horizontal de la superficie alar se reduce por lo que la carga alar relativa aumenta, lo cual implica un mayor ángulo de ataque necesario o una mayor velocidad para mantenerse en vuelo. De ahí que la velocidad de pérdida (VP) aumente con el factor de carga (G).

$$VP_a = G^{1/2} \cdot VP_0$$

Siendo a el ángulo de alabeo. De esta relación se deduce que si la velocidad de pérdida nominal (VP_0) de un velero es de 80km/h, a $+2G$ la velocidad de pérdida será $VP_{60}=v \cdot 2 \cdot 80 \sim 1.4 \cdot 80=112\text{km/h}$.

Diagrama de Maniobra

Es un gráfico estableciendo los márgenes de maniobra admisibles que aseguran el correcto funcionamiento de los valores de los parámetros de entrada e salida. Representa la evolución de la velocidad de vuelo. Situar las curvas del diagrama puede producir la



6. FUNCIONAMIENTO DEL AEROPLANO

6.1. Ejes del aeroplano.

Una característica común a cualquier artefacto aéreo es que su movimiento se realiza en las tres direcciones del espacio. En el caso de un avión, el movimiento se describe con la ayuda de un sistema de coordenadas cartesiano cuyo origen se encuentra situado sobre el centro de gravedad como el mostrado en la figura 6.1.

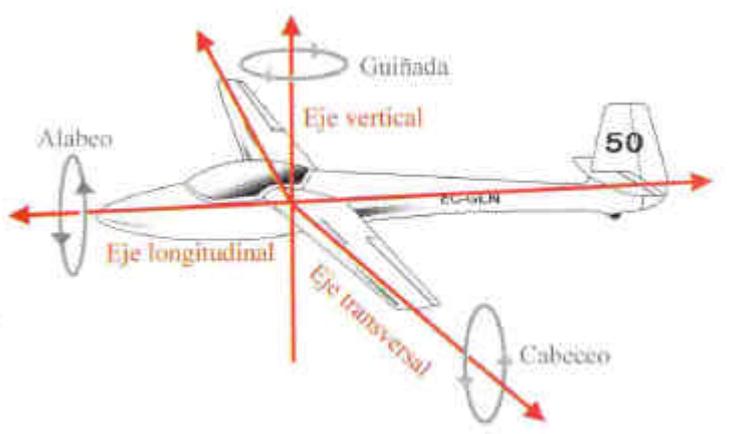


Fig. 6.1 Ejes de movimiento.

El fuselaje define el eje longitudinal el cual transcurre a lo largo de éste. El giro producido alrededor de este eje provoca el ascenso de una de las alas y el descenso de la otra describiendo un movimiento denominado alabeo.

El eje transversal es paralelo a la línea que une las puntas de las alas. Durante el vuelo recto, el giro alrededor de este eje produce una elevación del morro (encabritar) o un descenso de éste (picar) en un movimiento denominado cabeceo. Los giros alrededor de este eje controlan el ángulo de ataque y, por tanto, la sustentación y la velocidad.

El último eje denominado eje vertical correspondería al eje perpendicular a los otros dos (longitudinal y transversal). El giro generado alrededor este eje se denomina guiñada y provoca un desplazamiento a la derecha o a la izquierda del morro.

Durante un vuelo normal, el avión realiza movimientos complejos que no coinciden con el alabeo, cabeceo o guiñada pero si con una combinación simultánea de estos movimientos.

Las superficies de mando y control modifican la aerodinámica del avión provocando un desequilibrio de fuerzas debido a la variación de su magnitud. Este desequilibrio, es lo que hace que el avión se mueva sobre uno o más de sus ejes, incrementando la sustentación o aumentando la resistencia.

6.2. Superficies de primarias.

Por muy bien y eficiente que vuele un planeador resulta un aparato inútil si no dispone de un mecanismo que permita al piloto gobernarlo. En particular, el control se realiza modificando de forma intencionada la geometría de algunas superficies que dispone el avión alterando así la aerodinámica del planeador y provocando los movimientos de alabeo, cabeceo o guiñada. En este sentido, a las superficies aerodinámicas que permiten controlar al planeador se les denomina superficies primarias.

Fundamentalmente, las superficies primarias emplean un borde de fuga móvil como el mostrado en la figura 6.2 que altera la curvatura de la superficie y, por tanto, varían la

distribución de presiones a ambos lados de la superficie móvil, modificando la fuerza neta en uno u otro sentido según su posición.



Fig. 6.2 Desplazamiento producido por las superficies primarias.

Al basarse los mandos de control en principios aerodinámicos, es obvio que su efectividad será menor a bajas velocidades. Por ello, es conveniente tener en cuenta que en maniobras efectuadas a baja velocidad la efectividad de los mandos se reduce. Por ello, cuando el planeador está siendo remolcado los mandos tienen una mayor sensibilidad debido a que el remolque se realiza a una velocidad considerablemente mayor que la velocidad normal durante el vuelo.

La ubicación de estas superficies móviles establecerán los distintos tipos de dispositivos de control. Básicamente estas superficies son los alerones, el timón de profundidad y el timón de dirección. No obstante, se busca que su posición esté lo más alejada posible del centro de gravedad a fin de aumentar su efectividad.

Alerones

Son las superficies primarias empleadas para generar el alabeo. Estas superficies móviles están ubicadas en los extremos de las alas donde producen un mayor par sobre el avión (ver figura 6.3). Su accionamiento provoca el alabeo del avión.

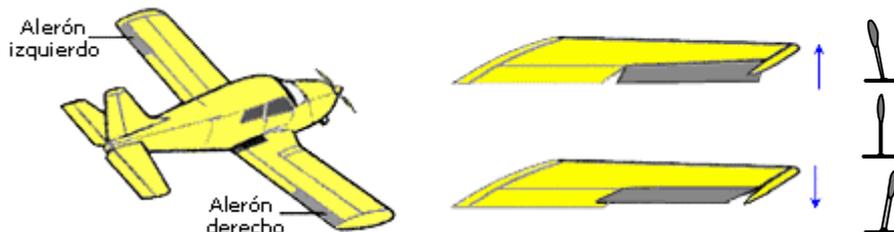


Fig. 6.3 Ubicación de los alerones.

Los alerones se accionan moviendo la palanca a la izquierda o a la derecha dependiendo si queremos alabeo elevando el ala derecha o el ala izquierda respectivamente.

Descender un alerón implica aumentar la curvatura del perfil y, en consecuencia, incrementar la fuerza de sustentación tendiendo a elevar el ala. Por el contrario, ascender el alerón reduce la curvatura del perfil y con ello atenúa la fuerza de sustentación tendiendo a descender el ala. En la figura 6.3 se observa el efecto que tiene mover la palanca a un lado y al otro sobre el alerón derecho.

El movimiento de la palanca hacia los lados tiene un efecto inverso sobre los alerones. Cuando la palanca se desplaza hacia la derecha, el alerón izquierdo desciende y el alerón derecho asciende como se muestra en la figura 6.4, mientras que el giro de la palanca hacia la izquierda produce el efecto contrario.

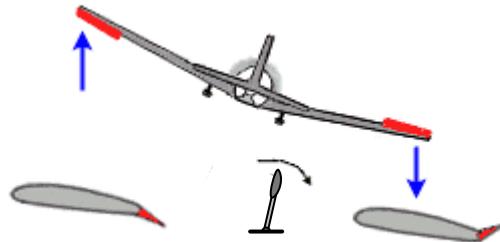


Fig. 6.4 Generación del alabeo.

Este movimiento asimétrico de los alerones hace que sus efectos para generar el alabeo se complementen. Cuando la palanca se desplaza hacia la derecha, el alerón situado en el ala izquierda desciende, aumenta la curvatura y, en consecuencia, incrementa la fuerza de sustentación tendiendo a elevar el ala. Por el contrario, el alerón situado a la derecha asciende, reduciendo la curvatura y atenuando con ello la fuerza de sustentación que tiende a descender el ala. El efecto inverso se produce cuando la palanca se desplaza hacia la izquierda.

Cerca de la velocidad de pérdida, la modificación del ángulo de ataque que se produce por el movimiento de los alerones sólo tiene un ligero efecto en la sustentación, reduciendo su efectividad en las proximidades de la velocidad de pérdida. Para minimizar éste inconveniente, algunos planeadores tienen las alas diseñadas de tal manera que el ángulo de ataque en las puntas de las alas es menor al que tienen cerca del encastre. A la variación del ángulo de ataque en función de la distancia al encastre se le conoce como torsión y con ello el diseñador logra que la zona del ala cerca del encastre entre en pérdida antes que las puntas permitiendo que los alerones aun sean efectivos cuando el planeador entra en pérdida.

No es deseable que el extremo del ala sea la zona que entre en pérdida en primer lugar, sobre todo si el extremo de un ala entra en pérdida antes que el otro, lo cual no es infrecuente. La torsión ayuda a evitar este inconveniente pero una torsión excesiva somete al ala a unos momentos de torsión y flexión importantes cuando el planeador vuela a gran velocidad, pudiendo llegar en casos extremos a romper el ala.

Los alerones permiten controlar el movimiento de alabeo pero tienen un efecto secundario sobre la guiñada conocida como guiñada inversa. El piloto de un planeador en vuelo recto que desee girar a la derecha albeando únicamente el planeador inicia un movimiento de palanca hacia la derecha que incrementa la sustentación sobre el ala izquierda y la reduce sobre el ala derecha. Cuando el alerón izquierdo baja para aumentar la sustentación, aumenta su ángulo de ataque e incrementa a su vez la resistencia inducida. En el alerón derecho se produce el efecto inverso reduciéndose la resistencia. Esta diferencia de resistencia en la punta de las alas hace girar inicialmente al planeador en sentido opuesto al deseado, esto es hacia la izquierda. El resultado es un movimiento del morro hacia la izquierda que puede ser evitado con el uso apropiado del timón de dirección.

En casos excepcionales el funcionamiento de los alerones se podría invertir cuando se usan violentamente cerca de la velocidad de pérdida. Los alerones provocan una variación de la curvatura del perfil que modifica el ángulo de ataque. Normalmente, al accionar el alerón situado en el ala que se desea elevar incrementa el ángulo de ataque aumentando la sustentación y con ello elevando el ala. Sin embargo, si al estar cerca de la velocidad de pérdida el ángulo de ataque aumenta hasta superar el valor crítico, entonces en lugar de aumentar la sustentación como era de esperar se produce una rápida pérdida de ésta de tal manera que el ala llega a descender pudiendo iniciar una caída en barrena.

Los alerones rompen la regularidad de la superficie del ala disminuyendo su rendimiento.

Timón de profundidad

El timón de profundidad se ubica sobre la superficie horizontal situada en la cola del avión (empenaje) como se muestra en la figura 6.5. Su posición se encuentra en una zona alejada del centro de gravedad haciendo que el par que genera sobre el avión sea mayor y, por tanto, aumenta su efectividad.

El accionamiento del timón de profundidad es el responsable del movimiento de cabeceo, controlando el ángulo de ataque.

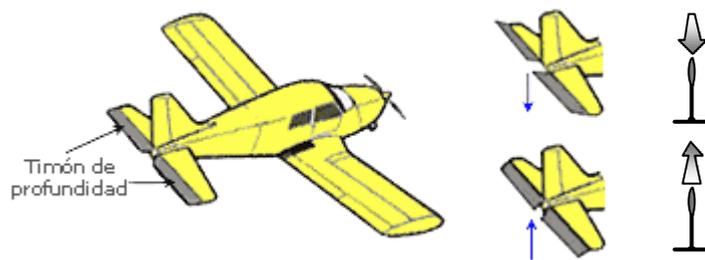


Fig. 6.5 Ubicación del timón de profundidad.

El timón de profundidad se acciona moviendo la palanca hacia atrás y hacia adelante. Cuando la palanca se tira hacia adelante (ver figura 6.6 izquierda), la superficie móvil situada en el timón de profundidad baja generando una curvatura sobre la superficie de tal manera que aumenta la fuerza ascendente de sustentación en la cola, lo cual provoca su subida y con ello una bajada del morro, produciendo con ello una disminución del ángulo de ataque. El efecto inverso se produce cuando se tira de la palanca hacia atrás.

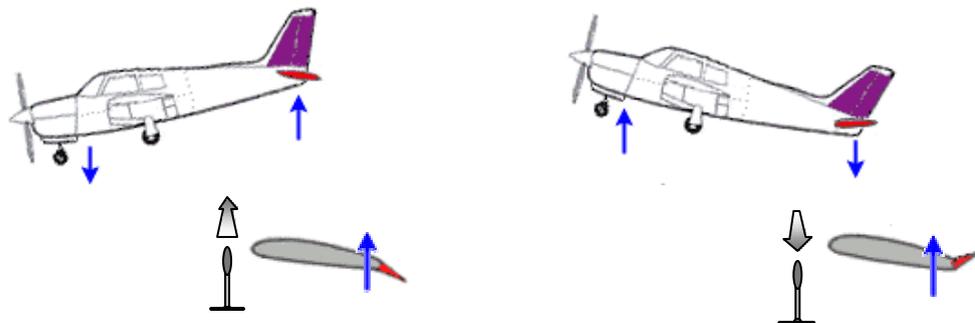


Fig. 6.6 Generación del cabeceo.

Timón de dirección

El timón de dirección se ubica sobre la superficie vertical situada en la cola del avión (empenaje) como se muestra en la figura 6.7. Su posición se encuentra en una zona alejada del centro de gravedad haciendo que el par que genera sobre el avión sea mayor y, por tanto, aumentando su efectividad.

El accionamiento del timón de dirección es el responsable del movimiento de guiñada.

La superficie vertical de la cola puede considerarse aerodinámicamente un perfil simétrico y, por tanto, puede considerarse un perfil neutro que no genera ninguna fuerza hacia la derecha o izquierda.

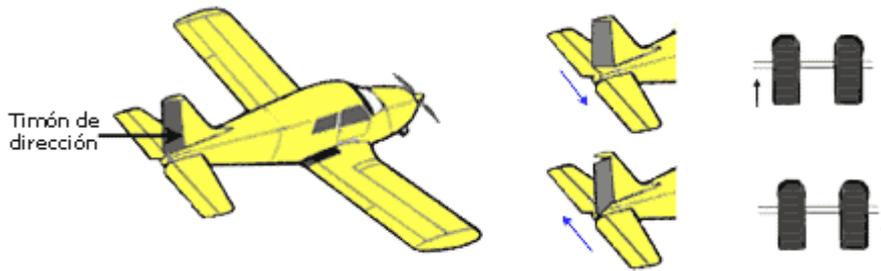


Fig. 6.7 Ubicación del timón de dirección.

Para accionar el timón de dirección el piloto opera con los pies. Al pisar el pedal derecho, el timón de dirección gira hacia la derecha, generando una curvatura de la superficie que produce una fuerza hacia la izquierda que hace desplazar el morro del avión hacia la derecha (ver figura 6.8). Al pisar el pedal izquierdo se produce el efecto contrario.

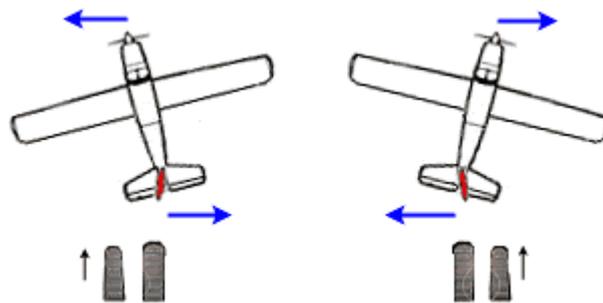


Fig. 6.8 Generación de la guiñada.

El timón de dirección permite controlar el movimiento de guiñada pero tiene un efecto secundario sobre el movimiento de alabeo. Si en un vuelo recto el piloto decide presionar únicamente el pedal derecho, el timón de dirección hace que el morro del planeador gire hacia la derecha. Esto implica que el ala izquierda tenga una velocidad mayor que la del ala derecha por estar más alejada del eje de giro. Esta diferencia de velocidades implica que la sustentación en la punta del ala izquierda sea mayor que la del ala derecha, provocando una diferencia de sustentación que hace alabeo el planeador hacia la derecha. Este efecto secundario produce el alabeo en la dirección adecuada, por lo que para iniciar correctamente un giro siempre debe usarse pedal y palanca en ese orden.

No obstante, este efecto secundario cerca de la pérdida se hace muy intenso y peligroso puesto que puede dar lugar a la barrena si el ala interior del giro reduce su velocidad por debajo de la velocidad de pérdida.

6.3. Superficies de secundarias.

En el proceso de mejora de las prestaciones de los veleros y de su adaptación a las diferentes fases del vuelo, los diseñadores debieron afrontar un delicado compromiso.

Por un lado, se debía conferir al velero la capacidad de vuelo a baja velocidad, necesaria para un vuelo en térmica eficiente así como para realizar despegues y aterrizajes con un alto grado de seguridad. Por otro lado, era necesario dotar al velero de una alta velocidad de crucero que permitiese rápidas transiciones en los vuelos de distancia para conseguir medias lo más altas posibles.

Las características de los perfiles alares que se adaptan a cada uno de estos propósitos son básicamente opuestas. Para volar a velocidades lentas se debe poseer un perfil con una velocidad de pérdida baja que generalmente son de alto espesor, punto de máximo espesor adelantado, línea de curvatura media acusada (gran asimetría), coeficiente de sustentación (C_s) alto y elevada resistencia. Por el contrario, para volar a alta velocidad interesa perfiles de bajo espesor, punto de máximo espesor retrasado, línea de curvatura media plana, coeficiente de sustentación (C_s) bajo y una baja resistencia que resultan en unos perfiles con velocidad de pérdida más alta.

La solución generalmente más empleada ha sido disponer de un perfil con un coeficiente de sustentación (C_s) variable en el que el piloto puede controlar directamente la sustentación según le interese. Este tipo de perfil posee un coeficiente de sustentación bajo cuando es necesaria la máxima velocidad pero que en vuelo de térmica así como en el aterrizaje puede ser modificado para obtener un aumento en el coeficiente de sustentación que le permite volar a menor velocidad.

Con tal finalidad, existen un conjunto de superficies denominadas superficies secundarias cuyo objetivo es modificar la fuerza de sustentación.

Flaps

Los flaps son dispositivos hipersustentadores utilizados en veleros de las categorías Carrera y Open. Permiten disminuir la velocidad de pérdida durante el vuelo modificando la curvatura del perfil o aumentando la superficie alar. Su función es la de aumentar la sustentación cuando se vuela a velocidades inferiores a aquellas para las cuales se ha diseñado el ala.

Los flaps constituyen partes móviles situadas en las zonas centrales de las alas que actúan simultáneamente de forma simétrica en el borde de fuga y que al desplazarse o pivotar varían la curvatura del perfil original (ver figura 6.9). A su vez, estos dispositivos permiten al piloto variar el ángulo de incidencia al modificar la curvatura del perfil.

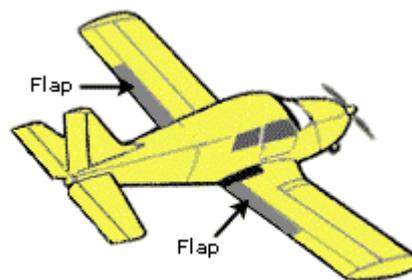


Fig. 6.9 Ubicación de los flaps.

Se considera flap positivo cuando la curvatura se ve aumentada (figura 6.10 B) y por consiguiente aumenta el coeficiente de sustentación (C_s). Por otro lado, se considera flap negativo (figura 6.10 C) cuando la curvatura se reduce con la consiguiente reducción del coeficiente de sustentación y la resistencia.

Su empleo tiene un límite de velocidad, pasada la cual no deben accionarse pues podría ocasionar daños en la estructura del planeador.

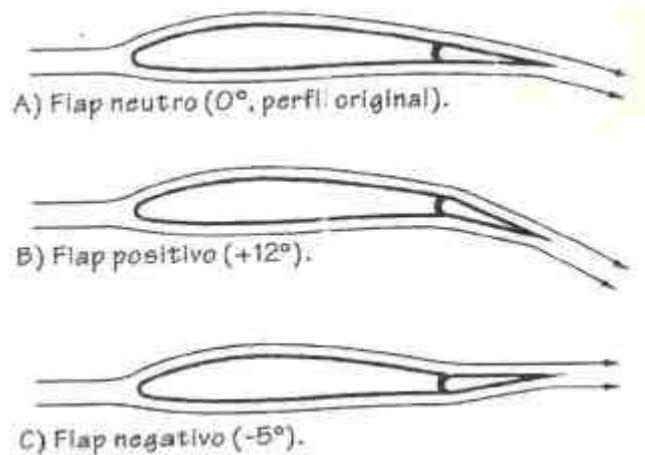


Fig. 6.10 Flaps.

Aerofrenos

Los aerofrenos son dispositivos hiposustentadores destinados a reducir la sustentación y se utilizan cuando es necesario acentuar temporalmente la pendiente de planeo sin aumentar la velocidad.

Los aerofrenos funcionan siempre en pareja y de forma simétrica en las dos alas. También conocidos como rompedores o expoliadores (spoilers) de capa límite, destruyen la sustentación de la zona del ala donde están situados afectando también a las adyacentes, lo que da como resultado una reducción aparente de la envergadura efectiva del velero.

Existen diferentes configuraciones si bien la más extendida es la de superficies de extrados (ver figura 6.11), también se emplean aerofrenos que combinan extrados e intrados o de borde de fuga. Cuando los aerofrenos se encuentran cerrados están ocultos en la superficie de las alas, rompiendo la continuidad de esta superficie cuando se abren.

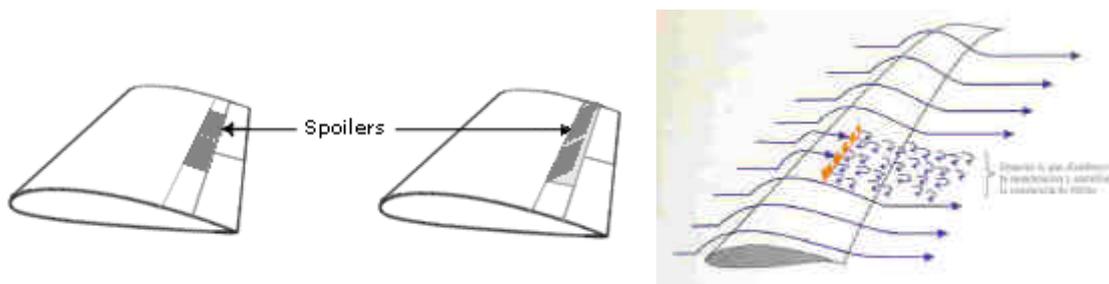


Fig. 6.11 Aerofrenos.

Los aerofrenos también generan un aumento de resistencia. Esta resistencia hace que teóricamente con los aerofrenos abiertos el planeador esté diseñado para no exceder la velocidad máxima VNE.

En los veleros modernos los aerofrenos pueden ser usados a cualquier velocidad.

7. ESTABILIDAD Y CENTRADO

7.2. Centro de presiones y centro de gravedad

La situación del centro de gravedad respecto al centro de presiones tiene una enorme importancia en la estabilidad y controlabilidad del avión.

Centro de gravedad

Se denomina centro de gravedad al punto teórico donde se considera aplicada la resultante del peso del avión.

Su posición específica es de capital importancia para la estabilidad y varía para cada modelo de avión siendo solo posible desplazarlo dentro de los límites de seguridad establecidos por el diseñador.

Un cambio en el equipo de abordaje (ej. un piloto de diferente peso) cambian la posición del centro de gravedad. También una reparación de cierta importancia efectuada en una zona alejada del centro de gravedad (rotura del fuselaje) puede modificar su posición, requiriendo una redistribución de pesos para volver a situar el centro de gravedad dentro del margen establecido por el fabricante. Sin embargo, los tanques de lastre del velero suele estar situados en el centro de gravedad por lo que cargar o soltar lastre no afecta a la posición del centro de gravedad, no afectando a la estabilidad del velero.

Centro de presiones

Se denomina centro de presiones al punto teórico donde se considera aplicada la resultante aerodinámica para que produzca un comportamiento dinámico equivalente al efecto que origina la distribución de presiones. Su posición se expresa en % de la cuerda desde el borde de ataque.

En la figura 5.3 se muestra la distribución de presiones sobre el perfil y la resultante de esta presión aplicada sobre el centro de presiones.

La posición del centro de presiones de un ala depende de la forma del perfil y del ángulo de ataque. Conforme éste aumenta, la distribución de presiones negativas del extrados aumenta y se desplaza hacia el borde de ataque. Se puede afirmar que el centro de presiones se adelanta cuando el ángulo de ataque aumenta y se atrasa cuando éste disminuye. El margen del desplazamiento del centro de presiones suele estar entre el 25% y el 60% de la cuerda.

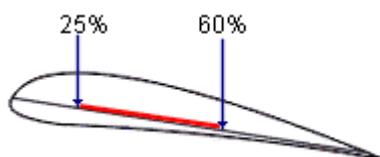


Fig. 7.1 Límites del centro de presiones.

7.2. Estabilidad estática

La estabilidad estática es la tendencia de un cuerpo a recuperar la posición de equilibrio cuando por alguna perturbación externa ha sido apartado de ella, independientemente del tipo de movimiento que describa para ello.

Como se puede ver en la figura 7.2, la estabilidad se clasifica en tres tipos: positiva, neutra y negativa.

- Estabilidad positiva: se considera estáticamente estable al cuerpo que apartado de su posición de equilibrio tiende a recobrar dicha posición.

- Estabilidad negativa: se considera estáticamente inestable al cuerpo que apartado de su posición de equilibrio tiende a alejarse de ella.
- Estabilidad neutra: se considera estáticamente indiferente al cuerpo que apartado de su posición de equilibrio permanece en la nueva posición sin tendencia a apartarse ni a alejarse de la posición inicial.



Fig. 8.91

El muelle es un ejemplo de estabilidad estática positiva, pues cuando se le estire o comprima, tratará de volver a su posición de equilibrio pudiendo hacerlo con o sin movimiento ondulatorio.

7.3. Estabilidad dinámica

En el mundo de la aviación interesa conocer cual es el comportamiento del avión durante el vuelo y, por tanto, en movimiento. Por ello es común hablar de estabilidad dinámica para describir el tipo de movimiento con el que el avión reacciona a partir del momento en que es apartado de su posición de equilibrio.

Se denomina estabilidad dinámica a la forma en la que un cuerpo tiende a recuperar un estado en equilibrio cuando por alguna perturbación externa ha sido apartado él. En el caso que nos ocupa, es la tendencia del velero a recuperar la posición de equilibrio cuando por alguna perturbación (ráfaga, turbulencia, acción en los mandos, etc.) ha sido apartado de su estado de equilibrio (ver figura 7.3).

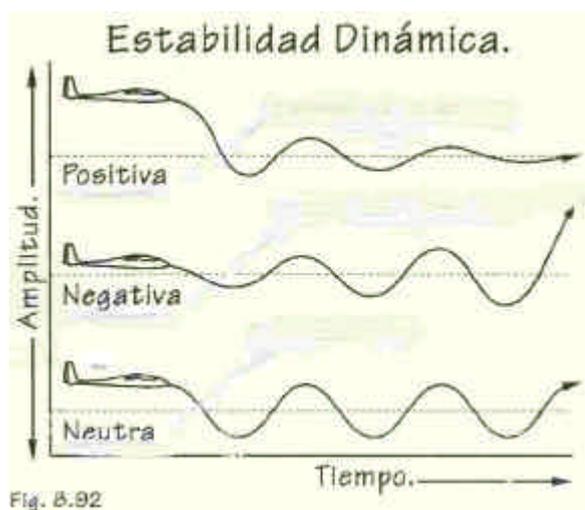


Fig. 8.92

Fig. 7.3 Estabilidad dinámica.

Al igual que la estabilidad estática, la estabilidad dinámica se clasifica en tres tipos: positiva, neutra y negativa.

- Estabilidad dinámica positiva: se considera dinámicamente estable si el cuerpo que apartado de su estado de equilibrio tiende a acercarse a él. Por ejemplo, si la posición de equilibrio tiende a recuperarse mediante oscilaciones, éstas son cada vez de menor amplitud o convergentes.
- Estabilidad dinámica negativa: se considera dinámicamente inestable al cuerpo que apartado de su estado de equilibrio tiende a alejarse de él. Por ejemplo, si el movimiento alrededor de la posición de equilibrio es oscilatorio, éste posee cada vez mayor amplitud y diverge.
- Estabilidad dinámica neutra: se considera dinámicamente indiferente al cuerpo que apartado de su estado de equilibrio permanece oscilante sin atenuarse ni amplificarse entorno al estado en equilibrio. Por ejemplo, si la posición de equilibrio tiende a recuperarse mediante oscilaciones, éstas mantienen una amplitud constante.

Un amortiguador es un ejemplo de estabilidad dinámica positiva. Al aplicar una fuerza de compresión describe un movimiento que tiende a estabilizarse en una velocidad constante. Sin embargo, un muelle ideal es dinámicamente neutro, puesto que, cuando se aplica una fuerza de compresión describe un movimiento ondulatorio sin variaciones en su amplitud. La figura 5.16 es un ejemplo de estabilidad dinámica inestable, mientras que la figura 5.14 es un ejemplo de estabilidad dinámica estable.

Podría decirse que la estabilidad estática se refiere a las fuerzas que se desarrollan dependiendo de la posición del cuerpo, mientras que la estabilidad dinámica se refiere a las que se desarrollan en función de la velocidad. Cuando un sistema tiene estabilidad estática positiva pero estabilidad dinámica neutra surge un movimiento oscilatorio.

Estabilidad de longitudinal

La estabilidad longitudinal se refiere al movimiento del avión sobre su eje transversal (morro arriba/abajo) y es la más importante porque determina en gran medida las características de cabeceo del mismo, particularmente las relativas a la pérdida. Es bastante inseguro y poco confortable que un avión muestre tendencia a encabritarse o picar, sobretodo cuando nuestra atención se encuentra ocupada en otra cosa.

Estabilidad lateral

La estabilidad lateral se refiere a la mostrada por el avión sobre su eje longitudinal. Un avión que tiende a volver a su posición de alas niveladas después de que una ráfaga de viento levante o baje una de ellas se dice que es lateralmente estable.

Una forma de controlar la estabilidad lateral es mediante el ángulo diedro o la flecha positiva de las alas como el mostrado en la figura 7.4.

Si un planeador con diedro positivo está ligeramente alabeado sin virar, deslizará hacia el lado del ala más baja. Tan pronto como desliza, el ala baja está volando a un ángulo de ataque mayor y produce más sustentación, mientras que ocurre exactamente lo contrario en el ala elevada. Esto produce un efecto de alabeo hacia la posición de alas horizontales que persiste mientras exista un deslizamiento debido al desnivel de las alas.

Un efecto similar se produce en un planeador con flecha positiva. Cuando el planeador desliza, una visión desde su eje vertical mostraría que está guiñando de tal manera que el aire incide de forma más perpendicular sobre el ala caída que sobre el ala elevada. Esto provoca una mayor sustentación del ala caída haciendo que ésta se eleve.

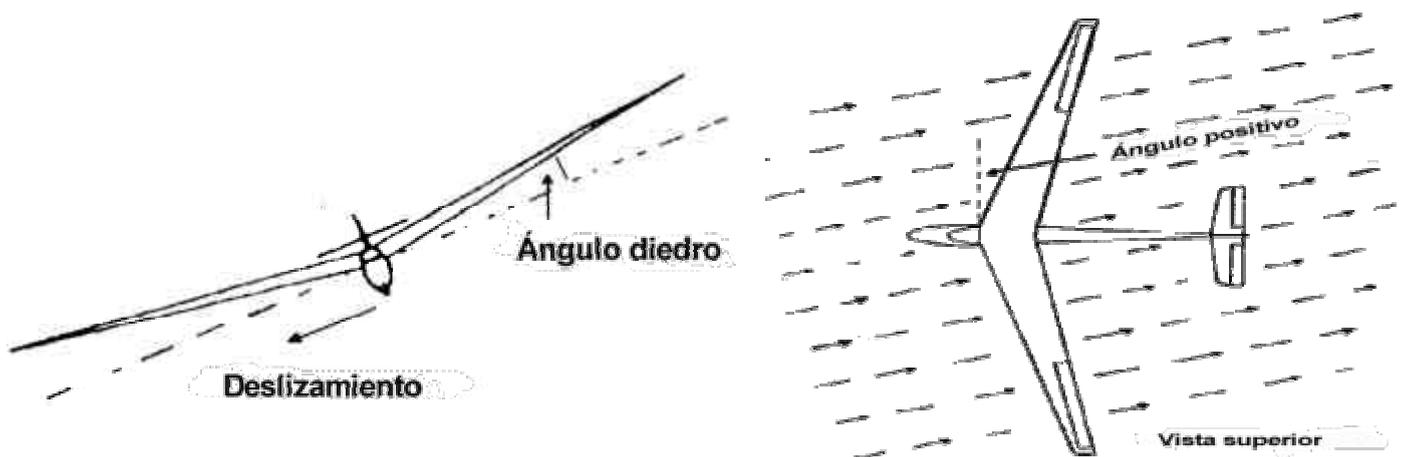


Fig. 7.4 Configuraciones estables lateralmente.

Estabilidad direccional

La estabilidad direccional concierne al movimiento del avión sobre el eje vertical. Si el eje longitudinal del aeroplano tiende a seguir la trayectoria de vuelo se dice que es direccionalmente estable.

Todos los planeadores son estables con respecto a la guiñada. La estabilidad direccional está gobernada por la cantidad de superficie ofrecida a una corriente de aire que ataca a un planeador desde un lado y por donde se halla ubicada dicha superficie con respecto al centro de gravedad del planeador. Si a un planeador en vuelo recto algo lo hace girar hacia la izquierda sin alabearse, de tal manera que el aire en lugar de atacar al planeador de frente lo hace en cierto ángulo del lado derecho. Esto provocará un incremento de la presión en las superficies expuestas al ataque de la corriente de aire y probablemente alguna disminución de la presión sobre el otro lado. Las superficies laterales ubicadas delante del centro de gravedad, tales como la nariz del planeador, cabina, etc., al ser empujadas hacia la izquierda tienden a hacer virar al planeador aun más hacia la izquierda, mientras que las superficies ubicadas detrás del centro de gravedad, como la parte posterior del fuselaje, timón, etc., tienden a hacer girar el planeador hacia la derecha, es decir, a enfrenarlo con la corriente de aire. Adviértase que no es sólo la superficie expuesta a la corriente de aire sino su proximidad al centro de gravedad lo que gobierna en gran medida el efecto de guiñada. El timón de dirección se encuentra más lejos del centro de gravedad, por lo que en la práctica su efecto es mayor, gobernando en mayor o menor medida la estabilidad direccional.

7.4. Maniobrabilidad

Las características de estabilidad estática y dinámica de un avión afectan directamente a su maniobrabilidad. La estabilidad y la maniobrabilidad son siempre antagónicas, es decir, cuanto más estable es un avión peor es su maniobrabilidad.

La estabilidad positiva, es decir, la capacidad de volver sin ninguna ayuda a una determinada situación de vuelo cuando se produce una perturbación es una cualidad muy deseable en un planeador. Si por ejemplo, el morro cae por un golpe de viento un planeador estable tiende por sí sólo a recuperar la posición de morro inicial sin mayores consecuencias.

Por el contrario, un planeador inestable tenderá siempre a apartarse de su estado de equilibrio, pudiendo llegar a constituir una amenaza. En este caso, el velero tenderá a apartarse siempre de su situación de equilibrio y obligará al piloto a efectuar continuas

correcciones. Por ejemplo, si el morro cae por alguna razón, el velero tenderá a picar cada vez más a menos que el piloto entre en acción corrigiendo el movimiento.

Un planeador con estabilidad neutra es admisible e incluso deseable en algunos casos, ya que esto significa que si es perturbado en su vuelo continuará en el nuevo estado sin realizar ningún intento de corregirse a sí mismo, pero tampoco sin mostrar tendencia a amplificar la perturbación. Es decir, si el morro del planeador baja por alguna razón, permanecerá en esa actitud.

Un avión puede ser estable o inestable de forma independiente entorno a su eje transversal, longitudinal o vertical. En la práctica no hay planeadores inestables, pero su estabilidad alrededor de uno de los tres ejes puede ser muy pequeña e incluso neutra.

Una excesiva estabilidad en cualquiera de los tres ejes es algo que procura evitarse. Excesiva estabilidad estática en el eje transversal frecuentemente implica inestabilidad dinámica que conlleva a una necesidad mayor de actuación sobre los controles. Una excesiva estabilidad lateral implica pobre respuesta de los alerones y una gran inercia al alabeo. Mientras que excesiva estabilidad direccional puede significar inestabilidad en espiral.

7.5. Centrado

La posición del centro de gravedad y la del centro de presiones (donde se considera aplicada la resultante aerodinámica) determinan la posición del eje transversal del velero sobre el cual ocurre el movimiento de picado o encabritado, lo que afecta directamente a la estabilidad longitudinal.

Con el centro de gravedad y el centro de presiones situados en el mismo punto se considera que el velero tiene una estabilidad nula (figura 7.5 B).

Si el centro de gravedad se sitúa por detrás del centro de presiones se produce un momento de cabeceo que tiende a encabritar al velero y lo convierte en muy inestable con tendencia a la entrada en pérdida (figura 7.5 C).

Si el centro de gravedad se sitúa por delante del centro de presiones (la mayoría de los aviones están centrados ligeramente así) se produce un momento de cabeceo que tiende a picar el avión. Será necesaria tirar más de la palanca (timón de profundidad) para despegar y para mantener el vuelo horizontal (figura 7.5 A).

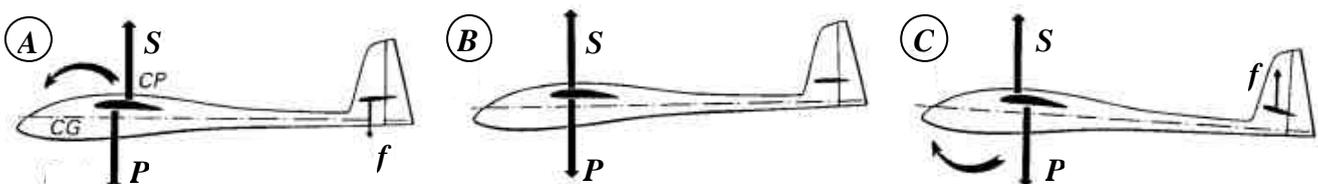


Fig. 7.5 Posición del centro de gravedad respecto al centro de presiones.

No obstante, hay que tener en cuenta que el centro de presiones no es un punto fijo, sino que se desplaza ligeramente al variar el ángulo de ataque. A mayor ángulo de ataque el centro de presiones se adelanta. Si por ejemplo, un factor externo como una ráfaga de viento eleva el morro del velero, el ángulo de ataque se incrementa aumentando la fuerza de sustentación y desplazando el centro de presiones se hacia adelante, de tal manera que el morro tiende a elevarse aun más. Por lo tanto, un ala por sí misma es inestable con relación al eje transversal. Para hacerla estable se utiliza el estabilizador de cola.

El estabilizador de cola consiste en un perfil situado en un punto alejado del centro de gravedad. Para que el planeador sea estable longitudinalmente, la fuerza que ejerza la cola tiene que tener un valor y un comportamiento determinado. Si por ejemplo, por

causas externas se incrementa el ángulo de ataque, la fuerza ejercida por el estabilizador se debe incrementar lo suficiente como para desplazar el centro de presiones hacia atrás y provocar una tendencia a reducir el ángulo de ataque hasta el valor inicial. Esto se consigue con el decalaje que no es más que dar al estabilizador horizontal de cola un ángulo de incidencia menor que el de las alas. Como ejemplo, supongamos que un planeador está volando en equilibrio con sus alas a un ángulo de ataque de 4° y su cola a 2° . Esto significa que hay una presión hacia arriba en la cola. Una ráfaga incrementa momentáneamente el ángulo de ataque en 2° . El ángulo de ataque del ala es ahora de 6° , incrementándose el ángulo de ataque un 50%. El ángulo de ataque de la cola, sin embargo, aumenta un 100% al pasar de 2° a 4° . El incremento de la fuerza de sustentación es considerablemente mayor en el estabilizador de cola que en las alas, lo cual produce una tendencia a bajar el morro del planeador hacia el valor original del ángulo de ataque.

Otra ventaja del decalaje del estabilizador es que propicia que el morro caiga hacia abajo al entrar el planeador en pérdida, lo cual ayuda a su recuperación. De esta manera cuando un excesivo ángulo de ataque deja las alas sin sustentación suficiente, la cola sigue teniendo sustentación, haciendo que el avión caiga de morro y sea más fácil la recuperación de la pérdida.

El centro de gravedad puede variar ligeramente según el peso del piloto, las reparaciones efectuadas, etc., teniendo un gran efecto en la estabilidad. Su posición viene tabulada por el fabricante, lo mismo que sus límites de desplazamiento, la carga máxima permitida, etc... y es imperativo para un óptimo control y estabilidad del planeador que el Centro de Gravedad se mantenga dentro de los límites permitidos por su diseñador, pues de lo contrario podría provocar serios problemas en el control y estabilidad del avión. Podría ser peligroso volar un planeador con una carga que exceda los límites impuestos y para evitarlo cada planeador tiene en su cabina una indicación que establece los pesos máximo y mínimo del piloto.

8. CURVA POLAR

8.1 Polar del planeador

Se conoce como la curva polar a la representación gráfica de las prestaciones de planeo en condiciones ideales de aire en calma, vuelo rectilíneo y una determinada carga alar. La curva polar representa para cada ángulo de ataque la relación distancia avanzada por el planeador con respecto a la altura perdida L/D , es decir, la tasa de descenso.

Si al cociente L/D se multiplica y divide el tiempo, se obtiene una forma alternativa completamente equivalente expresada en velocidades (velocidad de avance vs. velocidad de caída) que frecuentemente se utiliza para representar la curva polar.

A cada configuración del avión (carga alar / centro de gravedad), le corresponde una única curva polar que determinará su velocidad de pérdida, su velocidad de mínimo descenso o su velocidad de máximo rendimiento (fineza).

La polar de un planeador indica la tasa de caída correspondiente a cada velocidad de vuelo. Se representa en unos ejes de coordenadas cartesianos en los que se establece la velocidad de vuelo en el eje positivo de las abscisas (generalmente expresadas en km/h), y la velocidad vertical de descenso en el eje negativo de las ordenadas (normalmente expresadas en m/s), ver figura 8.1.

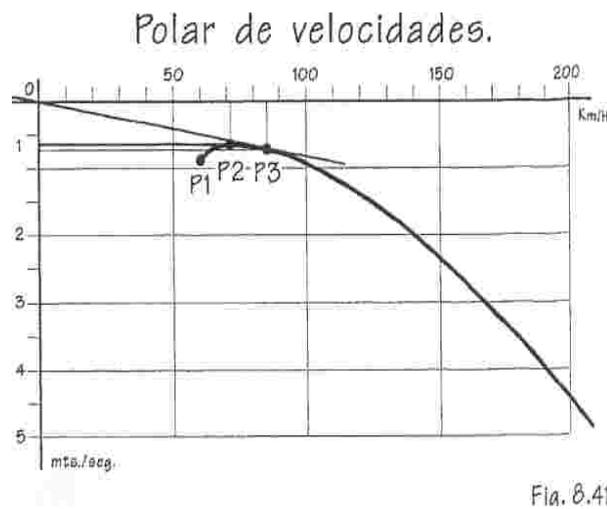


Fig. 8.1 Curva polar de velocidades

Los puntos principales de la curva polar de un planeador son:

- **P1:** (Velocidad de pérdida), indica la velocidad por debajo de la cual el ala entra en pérdida y deja de producir sustentación. Coincide con el extremo izquierdo de la curva.
- **P2:** (Tasa de caída mínima), es el punto de la curva que indica la velocidad de vuelo a la que el planeador pierde menos altura. Se halla trazando una tangente horizontal desde el punto más alto de la polar hasta el eje de ordenadas. Manteniendo esta velocidad, el vuelo tendría la máxima duración si no se atraviesan ascendencias ni descendencias.
- **P3:** (Velocidad de máxima eficiencia), corresponde a la velocidad de vuelo a la que el planeador cubre la máxima distancia con la altura disponible. Se obtiene trazando desde el origen de coordenadas la línea tangente a la polar.

La curva polar del planeador la proporciona el fabricante y figura en el manual del aparato.

Un estudio detenido de la polar del planeador permitirá determinar la velocidad idónea cuando las condiciones no son las ideales. Fundamentalmente, cuando se entra en una zona en la que las condiciones son desfavorables interesa aumentar la velocidad del planeador para salir rápido de dicha zona. Por el contrario, interesa reducir la velocidad al entrar en una zona en la que las condiciones son favorables con la finalidad de permanecer en ella el mayor tiempo posible. Esto queda claramente representado en la curva polar.

El caso de tener viento de cara equivale a desplazar la curva polar horizontalmente hacia la izquierda la misma cantidad que la magnitud del viento de cara. Análogamente se desplaza la polar hacia la derecha cuando el viento es de cola.

Por otro lado, el caso de atravesar una corriente ascendente equivale a desplazar la curva polar verticalmente hacia arriba la misma magnitud que la velocidad de la corriente ascendente. De forma similar, se desplaza la polar hacia abajo cuando se atraviesa una corriente descendente.

8.2 Coeficiente de planeo

Un planeador en vuelo estable desciende siempre por una pendiente dada según un ángulo de planeo (ángulo formado por la trayectoria descrita por el planeador con respecto a la horizontal, ver figura 8.2). De todos los ángulos de planeo admisibles, cada planeador posee un ángulo de planeo mínimo según el cual se recorre la máxima distancia posible con la altura disponible. A esta tasa de descenso se la denomina coeficiente de planeo y es característica de cada planeador.

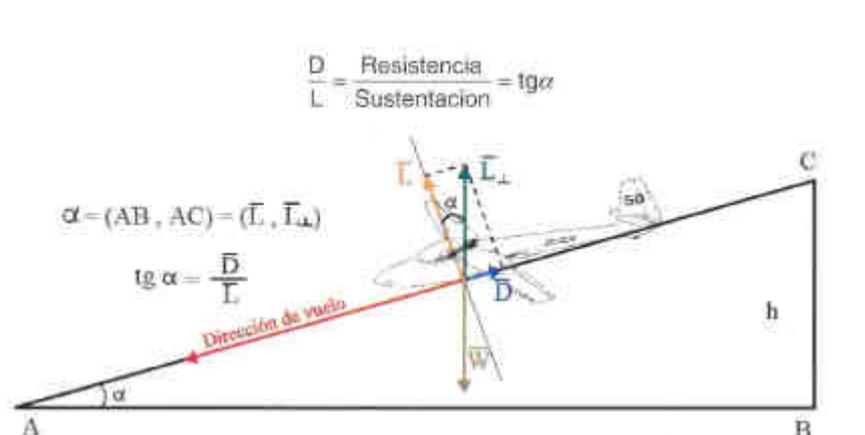


Fig. 8.2 Ángulo de planeo

El coeficiente de planeo teórico de un planeador, generalmente expresado como un cociente (30:1, 40:1, 45:1, ...), se obtiene del punto de máxima eficiencia de su polar (**P3**) e indica el avance máximo por unidad de caída. Si las unidades son metros, un coeficiente 45:1 indicará que el planeador avanzará 45 metros por cada metro descendido.

Si se traza una recta desde el origen que pase entre el punto de velocidad de pérdida (**P1**) y el punto máxima eficiencia (**P3**), la recta cortará a la polar por dos sitios. Esto significa que la misma senda de planeo, y por tanto distancia recorrida, se puede conseguir a dos velocidades distintas.

8.3 Peso/velocidad/curva polar

Es posible modificar las prestaciones de un planeador, y por consiguiente su polar, a fin de adecuarlo a las condiciones del día. Para ello, se varía el valor de su carga alar

(lastre). Si se aumenta el peso total del velero, la componente de su peso paralela a la senda de planeo aumentará de magnitud, aumentando como consecuencia la velocidad y, por tanto, la distancia que puede recorrer en un mismo periodo de tiempo.

En la curva polar, el efecto de lastrear el velero implica trasladar la curva hacia la derecha siguiendo la tangente de máximo planeo (se mantiene el coeficiente de planeo) como se muestra en la figura 8.3. Esto significa que si dos planeadores idénticos con diferente carga alar (pilotos de peso diferente, lastre líquido, etc.) vuelan con el mismo ángulo de ataque, la pendiente de su senda de planeo será idéntica pero el más pesado descenderá por ella a mayor velocidad.

Por otro lado, el desplazamiento de la curva polar hacia la derecha implica un aumento de la velocidad de pérdida, de mínimo descenso y de máxima eficiencia.

Como contrapartida, al aumentar la carga alar las prestaciones ascensionales del velero se verán mermadas. Al verse obligado a volar a mayor velocidad y, por lo tanto, a virar con un radio de giro mínimo mayor, no podrá aprovechar las térmicas tan eficientemente, no siendo una táctica recomendable en días de térmicas débiles. Asimismo, durante un viraje el radio de giro aumenta para un alabeo fijo.

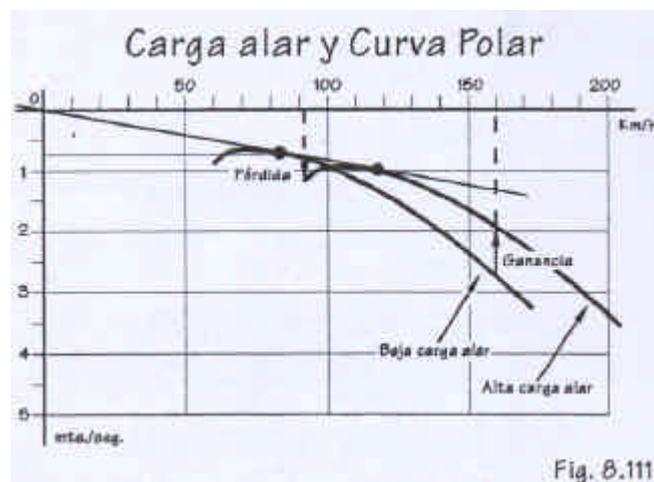


Fig. 8.3 Carga alar y curva polar

9. GLOSARIO

Alargamiento

Es la relación de aspecto de las alas. Es el cociente de la *Envergadura* por la *Cuerda Media Aerodinámica*. Éste es un valor que proporciona de manera aproximada la teórica eficiencia de la planta alar, siendo ésta mayor cuanto mayor sea el alargamiento.

$$\text{Alargamiento} = \frac{\text{Envergadura}}{\text{Cuerda Media}}$$

Cuerda Media Aerodinámica

Es la media entre la cuerda en la raíz del ala o encastre y la cuerda en el marginal.

$$\text{C.M.A.} = \frac{(\text{Cuerda Raíz} + \text{Cuerda Marginal})}{2}$$

Diedro

Ángulo entre las alas o semiplanos y el eje transversal del velero. Es positivo cuando las alas tienen forma de V y negativo si están al revés.

Encastre

Es el punto de unión del ala con el fuselaje (raíz del ala).

Envergadura

Es la distancia entre los marginales de las alas. Es además una de las principales características que definen y diferencian a los veleros en diferentes clases:

- Clase CLUB : = 15m
- Clase STANDARD : = 15m + Tren retráctil
- Clase CARRERA : = 15m + Flaps
- Clase OPEN : > 15m

Estrechamiento

Es la relación entre la cuerda en el encastre (raíz) del ala y la cuerda en el marginal.

$$\text{Estrechamiento} = \frac{\text{Cuerda en el Marginal}}{\text{Cuerda en la Raíz}}$$

El estrechamiento está relacionado con la estabilidad del ala al determinar donde se sitúa el punto en el que empieza el desprendimiento de la capa límite cuando el ala inicia su entrada en pérdida.

Cuando el ángulo de ataque aumenta hasta llegar al valor cercano al de sustentación nula para el perfil, la capa límite empieza a separarse del extradado del ala en un punto de su borde de fuga. El desprendimiento se extiende sobre la superficie desde ese punto de forma concéntrica del mismo modo que se propagan las ondas en el agua. Cuando el desprendimiento afecta a la totalidad del extradado se dice que el ala está en pérdida.

Si el punto en el que se inicia el desprendimiento se sitúa cercano a la zona del alerón es posible que se pierda el control del alabeo del velero con el consiguiente peligro de la entrada en barrena.

En un ala rectangular (*Estrechamiento* = 1), el punto de desprendimiento se sitúa entorno a un 40% de la envergadura desde el marginal, lo que permite una corrección a tiempo cuando el desprendimiento se ha iniciado, ya que la zona del alerón tarda algo más en verse afectada por la propagación. Cuanto mayor sea la "trapezoidalidad" del ala (*Estrechamiento* < 1) más alejado estará el punto de la raíz, y por tanto antes se verá afectado el alerón por la propagación del desprendimiento.

Incidencia

Se denomina ángulo de incidencia al ángulo que forma la cuerda del perfil respecto al eje longitudinal del velero.

Superficie Alar

Comprende la superficie de las alas del velero contando con la parte cubierta por el fuselaje. Para calcularla:

$$\text{Sup. Alar} = \text{Cuerda Media} \cdot \text{Envergadura}$$

Torsión geométrica

Es la disminución progresiva de ángulo de ataque que sufre la cuerda del perfil a medida que se avanza hacia el extremo del ala.

Es una solución estructural para asegurar el gobierno del velero en ángulos de ataque elevados, ya que retarda la entrada en pérdida de la zona del ala donde se encuentra el alerón una vez que la raíz del ala ya está en pérdida. Por contra, a alta velocidad y cuando la raíz del ala vuela con ángulos de ataque próximos a 0°, los extremos lo hacen con ángulo negativo, llegando a producir sustentación negativa y flexiones estructurales inversas a la raíz.

10. DOCUMENTACIÓN

- AERODINÁMICA Y ACTUACIONES DEL AVIÓN
A. Isidoro Carmona / Ed. Paraninfo (Madrid)
- ATP FLIGHT SIMULATOR USER MANUAL
- TEORÍA DE VUELO AERODINÁMICA
Charles E. Dole / Ed. Paraninfo (Madrid)
- MANUEL DE VOL A VOILE
Federación Francesa de Vuelo sin motor
- NORTH SAILS TECHNICAL COURSE
Velas North (USA)
- UNDERSTANDING GLIDING
Derek Piggot / Ed. A&C Black (Londres)
- VOLAR A VELA
C. Bravo Domínguez, E. Novillo & F. Vázquez / RACE
- VUELO SIN MOTOR, Técnicas Avanzadas
H. Reichmann / Ed. Paraninfo (Madrid)